

NASA TM-88443

NASA-TM-88443

1986 001 8628



NF00981

PROBLEMS ASSOCIATED WITH OPERATIONS AND  
MEASUREMENT IN CRYOGENIC WIND TUNNELS

A. Blanchard, V. Delcourt and M. Plazanet

Translation of: "Problemes lies au Fonctionnement  
et aux mesures en soufflerie cryogenique",  
Rapport de Synthese Finale OA 13/5007 AYD,  
O.N.E.R.A, Centre d'Etudes et de Recherches de  
Toulouse, France, (DERAT 13/5007 DY), July, 1981,  
pp. 1-30 (plus figures).

LIBRARY COPY

JUL 14 1986

LANGLEY RESEARCH CENTER  
LIBRARY, NASA  
HAMPTON, VIRGINIA

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION  
WASHINGTON D.C. 20546 JUNE 1986

## STANDARD TITLE PAGE

1. Report No. NASA TM 88443	2. Government Accession No.	3. Recipient's Catalog No.
4. Title and Subtitle PROBLEMS ASSOCIATED WITH OPERATIONS AND MEASUREMENT IN CRYOGENIC WIND TUNNELS		5. Report Date JUNE 1986
		6. Performing Organization Code
7. Author(s) A. Blanchard, V. Delcourt and M. Plazanet		8. Performing Organization Report No.
		10. Work Unit No.
9. Performing Organization Name and Address SCITRAN Box 5456 Santa Barbara, CA 93108		11. Contract or Grant No. NASW- 4004
		13. Type of Report and Period Covered Translation
12. Sponsoring Agency Name and Address National Aeronautics and Space Administration Washington, D.C. 20546		14. Sponsoring Agency Code
15. Supplementary Notes Translation of: "Problemes lies au Fonctionnement et aux mesures en soufflerie cryogenique", Rapport de Synthese Finale OA 13/5007 AYD, O.N.E.R.A, Centre d'Etudes et de Recherches de Toulouse, France, (DERAT 13/5007 DY), July, 1981, pp. 1-30 (plus figures).		
16. Abstract Cryogenic wind tunnel T'3 under continuous blower operation has been the object of improvements and the installation of auxiliary equipment, dealing in particular with the enlargement of the liquid nitrogen injection reservoir and the hook-up to a fast data acquisition system. Following a brief description of the installation and its functioning, we present the main experimental techniques and the instrumentation used in the cryogenic environment.		
17. Key Words (Selected by Author(s))	18. Distribution Statement Unclassified and Unlimited	
19. Security Classif. (of this report) Unclassified	20. Security Classif. (of this page) Unclassified	21. No. of Pages 75
		22. Price

O.N.E.R.A.

TOULOUSE ENGINEERING AND RESEARCH CENTER

2 Avenue Edouard Belin-31055 TOULOUSE CEDEX  
B.P. 4025- Tel. (61) 25.21.88

DEPARTMENT OF ENGINEERING AND RESEARCH IN AEROTHERMODYNAMICS

Final Synthesis Report OA 13/5007 AYD- July 1981.  
(DERAT 13/5007 DY)

"PROBLEMS ASSOCIATED WITH OPERATION AND MEASUREMENTS IN  
CRYOGENIC WIND TUNNELS"

A. BLANCHARD, V. DELCOURT, M. PLAZANET  
/s/ /s/ /s/

Director, DERAT  
/s/  
A. MICHEL

Director of Research Group  
/s/  
A. MIGNOSI

Study carried out with financial support from DRET: Contract  
80/561 (Phase 2)

AUTHORS' SUMMARY:

Cryogenic wind tunnel T'3 under continuous blower operation has been the object of improvements and the installation of auxiliary equipment, dealing in particular with the enlargement of the liquid nitrogen injection reservoir and the hook-up to a fast data acquisition system.

Following a brief description of the installation and its functioning, we present the main experimental techniques and the instrumentation used in the cryogenic environment.

Current performance of the wind tunnel has been carefully summarized and the improvements were able to be applied during the study. An essential point clearly has to do with the characteristics of flow in the test stream. Measurements of pressure and temperature fluctuations have been carried out; the results obtained in operation at ambient and low temperatures have been compared.

Finally, the systematic use of an integral method of computation of the boundary layer with heat transfer, as well as an experimental study on a CAST 7 profile, yielded important information concerning the influence of a non-adiabatic wall temperature on the main aerodynamic characteristics.

/4/

NOT TO BE TRANSLATED

TABLE OF CONTENTS

	<u>Pages</u>	
	Fr	Engl
1. OBJECTIVE OF THE STUDY	7	5
2. VALUE OF THE STUDY	7	5
2.1.- Exact study objectives	7	5
2.2.- Background of the study	7	6
2.3.- Results previously obtained	8	6
3. COURSE OF THE STUDY	8	7
3.1.- Summary of the different steps	8	7
3.2.- Description of the wind tunnel and its functioning	9	8
3.2.1.- The loop and its auxiliary units	9	8
3.2.2.- Long duration cryogenic testing	9	8
3.3.- Experimental techniques & instrumentation	10	10
3.3.1.- Measurement of pressure	10	10
3.3.2.- Measurement of temperatures	11	11
3.3.3.- Data acquisition system	13	15
3.4.- Performance of the wind tunnel	14	15
3.5.- Quality of the circulation	17	20
3.5.1.- Uniformity of temperature in the test section	17	20
3.5.2.- Temperature fluctuation	18	20
3.5.3.- Pressure fluctuation	19	22
3.6.- Problems associated with thermal flux and with wall temperatures	20	25
3.6.1.- Utilization of the results of an integral computation method for turbulent boundary layers	20	25
3.6.2.- Experimental study of the effect of temperature on a CAST-7 profile	23	28

/6/

Pages

4- RECAPITULATION OF RESULTS ACHIEVED

Fr Engl

24 30

5- CONCLUSION

25 31

6- FUTURE PROSPECTS

26 32

7- REFERENCES

27 34

LIST OF FIGURES: (followed by 32 plates)

28 35

## 1.- SUBJECT OF THE STUDY

The researches comprising the subject of this report are an extension of earlier studies on key problems posed in the low temperature operation of so-called continuous wind tunnels.

The activities undertaken were aimed at the analysis of different problems connected with operation and measurements within a transsonic cryogenic wind tunnel system, experimental techniques and instrumentation, the flow quality, influence of walls etc.).

## 2.- VALUE OF THE STUDY

### 2.1.- Exact objectives of the research

-----

- Use of a pilot continuous operation installation to study problems and to determine their solutions with reference to continuous operation cryogenic wind tunnels. In particular, the performance of the installation will be analysed and the modifications which must eventually be introduced.
- To devise and put into use in the available installation different experimental systems allowing a characterization of the low temperature flows. Very special analysis of the qualities of the flow and comparison of the results with respect to cryogenic and ambient temperature operation..
- To generate theoretical studies with respect to the effects on the key characteristics of a , non-adiabatic wall, the friction, heat flux, displacement thickness, and the amount of movement of the turbulent boundary layers, with and without pressure gradient. An experimental analysis will be carried out on the modifications of the aerodynamic coefficients as a function of the parameter of similitude ( $T_p/T_f$ ), the ratio of the wall



temperature and the temperature of the non-adiabatic wall.

## 2.2.- Background of the study

-----

Construction of a type system for a continuous operation cryogenic wind tunnel enables flows at temperatures on the order of  $120^{\circ}\text{K}$ , and pressurizeable up to 4 bar. It is run-up initially in a first stage with a low power blower, and then into a second stage with a unistage driven by a variable speed, constant torque motor with a maximum power of 125 kW.

Adjustment of the operation of the cryogenic wind tunnel, and adjusting the jet stream and the secondary throat so as to achieve transsonic speeds.

Preliminary studies on measurement of the flow qualities (spatial uniformity and temperature fluctuations).

Employment of an integral computational method to determine the influence of the level of wall temperature on the characteristics of the turbulent boundary layers.

/8/

## 2.3.- Results previously obtained

-----

- Construction and adjustment of a continuous function cryogenic wind tunnel, equipped with blowers and their drive systems making possible transsonic velocities in the test flow section. First results on the performance of the total unit, particularly feasibility of regulating the rotation rate of the blower between 0 and 11,400 rpm. Tests of the reliability of different insulations and adhesives making up the internal insulation of the system.
- Comparison of different thermal sensors and determination of their response times, and calibration of the sensors. First results on the uniformity of temperature in the test airflow section.
- Analyses of the principal parameters characterizing

the boundary layer as a function of various pressure gradients and of different temperature ratios  $T_p/T_f$ .

### 3- COURSE OF THE STUDY

#### 3.1.- Summary of the different steps -----

- Augmentation of the capacity of the liquid nitrogen injection reservoir, the capacity of which was raised from 160 to 580 liters. Long duration cryogenic tests were thus able to be carried out, especially confirming the efficacy of the internal thermal insulation, and pointing up the difficulties of manual regulation of the nitrogen flow to achieve proper stabilization of the temperature.
- Moreover, the installation has been linked to a fast data acquisition system consisting of a HEWLETT-PACKARD mini-computer and various peripherals, through the use of which it was possible to carry out unsteady measurements of pressure and temperature.
- Systematic measurement of the performance of the wind tunnel and its blower within the operating regime of the wind tunnel.
- Study of the characteristics of the flow, particularly of those having to do with temperature fluctuations in the plenum chamber, and the fluctuation of pressure in the test flow section, for both cryogenic and ambient temperatures.
- Elaboration of the integral computational method for turbulent boundary layers, with heat flux, and systematic application to carefully chosen cases. Experimental analysis of modifications of the aerodynamic coefficients as a function of the ratio of the wall temperature to the friction temperature of the fluid.

### 3.2.- Description of the wind tunnel and its functioning

---

#### 3.2.1- The loop and its auxiliary units

---

In reference 2, one will find a detailed description of the loop and of its auxiliary units (systems for driving of the fluid, liquid nitrogen supply), as well as the materials used in internal insulation.

It is recalled that we are dealing here with a wind tunnel with blower fan (1 stage/14 blades), driven by a 125 kW motor through a 3.8 ratio step-up transmission (figure 1). The loop is built of stainless steel, insulated inside by a thin layer of 5mm of PVC foam, covered with Triplex (aluminum sheet held between two layers of glass cloth).

The test cell has a rectangular cross-section of 10 x 12 cm<sup>2</sup>; the Mach number to 0.8 can be secured by a secondary throat. The pressurization of the loop, which can attain 4 bar is taken care of by the injection of nitrogen, the evacuation valves then being in the closed position.

The liquid nitrogen injection system is schematically shown in figure 2. A 580 liter pressurizeable tank provides, through a series of valves, the necessary nitrogen flow for rechilling of the flow. The four full jet nozzles, of conical form, (Fulljet HH 15, HH 20W and HH 22) are installed perpendicular to the wall at the periphery of the high speed diffuser which immediately follows the test cell.

#### 3.2.2.- Long duration cryogenic testing

---

A limitation on the duration of cryogenic tests carried out in the first test series at T'3 was simply caused by the reduced volume (160 liters) of the liquid nitrogen reservoir available during the first phase.

Provision of a reservoir of definitely larger capacity (580 liters) avoided this limitation and made possible execution of

some long duration tests, yielding at the same time an attractive flexibility for the study of the regulation of the temperature of the circulation and more complete data on thermal transfer through the internal insulation and the re-childdown of the metal framework of the loop.

Thus figures 3 and 4 show an example of the results obtained during a test lasting on the order of 25 minutes, this under the nominal conditions:

$$P_i = 1 \text{ bar} ; T_i = 120\text{K} ; M_{\text{test flow}} = 0.8$$

The wind tunnel was started up at ambient temperature and then liquid nitrogen was injected and the circulation temperature decreased rapidly; it was subsequently manually regulated to around the value previously selected. The pressure in the wind tunnel was here maintained at atmospheric pressure by wide opening of the discharge port.

Figure 3 shows the evolution of the characteristics of pressure, temperature, Mach number and liquid nitrogen flow. It can be observed that the liquid nitrogen flow necessary to maintain the temperature of the circulation at  $120^{\circ}\text{K}$  gradually but regularly declined, the reason evidently being that the thermal losses decrease at the same time. /10/

The characteristic which is very clearly the most sensitive to small variations in nitrogen flow is the temperature of the circulation; the variations around the values desired are linked to the difficulty of manual regulation employed in this first phase; a temperature regulating mechanism could be easily designed and would make possible assurance of satisfactory temperature stabilization.

It can be seen that the temperature of test section wall rapidly stabilized at a value near that of the main circulation; the wall temperature in the plenum chamber is higher, the thermal transfers being decidedly weaker because of a lower velocity of flow.

The efficiency of the internal thermal insulation is evi-

denced by the slow variation in the temperature of the metal framework. A deterioration in temperature on the order of  $3^{\circ}/\text{min}$ , at the outset decreased subsequently to give, after 25 minutes, a framework temperature of about  $-35^{\circ}\text{C}$ .

### 3.3.- Experimental techniques and instrumentation

-----

#### 3.3.1.- Measurement of pressures

-----

In order to measure the mean pressures of a flow, liquid or gaseous (liquid nitrogen injection pressure, generator pressure in the plenum), we employ a pitot probe connected to a pressure sensor operating at ambient temperature. The short length of the conduit (10 cm) suffices to prevent contamination of the cold fluid at the sensor; the gas enclosed in the tube does not flow. This technique makes possible pressure measurements with a response time sufficiently rapid for use in the majority of cases.

However, to have access to pressure fluctuations, we have tested several KULITE XCQL sensors in the cryogenic environment. Their performance was assessed as satisfactory; in fact most of them showed good linearity of output voltage as a function of pressure at all temperatures.

Their sensitivity increases as the temperature decreases, and the sensor zero drifts slightly; but these variations are entirely regulated; they probably can be compensated in large part within the range of temperature used.

These sensors appear to be useable from now on, provided /11/ the temperature of the sensing element is known; this can be easily determined by measuring the resistance of the gage point.

Two fixtures were installed on the wall of the test cell section (figure 5) and tested under actual wind tunnel operating conditions. The sensor was mounted without constraint in a small metal mass (of brass) in order to avoid the larger temperature gradients in the interior of the sensor; indeed such gradients could be a source of error.

In case 1 (figure 5) the sensor temperature develops as a function of the circulation temperature, whereas in the second case it remains at ambient temperature.

The band width of each of these was determined on site by using the natural fluctuation of pressure within the wind tunnel. The sensor mounted near the wall has a bandwidth of 0-20 kHz, while the second has a more reduced band on the order of 8 kHz. The comparison of two frequency spectra (figure 5) shows that there are no detectible differences up to a frequency of 4 kHz (maximum frequency of analysis of pressure fluctuations in the test section which we had set for ourselves). In both cases a resonance is produced by the cavity between the wall and the sensor.

A static pressure probe placed in the center of the flow was only specially designed such that the cavity in front of the sensitive membrane is reduced to a minimum, thus permitting fluctuation measurements at more than 20 kHz. After various calibrations, this probe served us as a reference to check the results provided by the sensors at the wall. A development of this probe which can be used in the cryogenic environment is envisaged.

In the course of the study on pressure fluctuations in a cryogenic wind tunnel, we have chosen to use a fixture of type 2, because, first of all the bandwidth is sufficient and secondly the sensor does not drift in temperature which makes it possible to avoid zero drift and variations in sensitivity.

### 3.3.2.- Measurements of temperature

Platinum resistors are very precise and their use is convenient; however, their response time is very long (several tens of seconds). We use them to carry out temperature calibrations, or as an indication of the mean temperature of flow in the wind tunnel.

Thermocouples of classical fabrication (soldering of two filaments of 1/10 of a millimeter) not having given us satisfac-

tion on account of the problems of aging and of dispersion, we have turned to super-plated thermocouples of industrial design offering short response times /Ref.2/. We use them either adhered to a surface to measure wall temperatures or on insulated mountings to measure temperature in the heart of the flow and to carry out probes within the wind tunnel.

In order to measure the temperature fluctuations, the most adaptable method is that of the cold filament; below we will describe the apparatus used and its calibration.

#### 1) Measurement apparatus

/12/

Temperature measurements were carried out by means of thermo-resistive filaments (plated tungsten filaments of 9  $\mu$ m diameter, located respectively in the plenum chamber and in the test section airflow. Each of the filaments is employed in a Wheatstone bridge powered at constant current. The equipment, put together at CERT/DERMES, involves two measurement channels in accordance with the layout in figure 6. The measurement current going through the filament can be selected to be 2, 5 or 10 mA, according to the dimensions of the filament and the conditions of use.

In all of the investigations, the results of which are presented here, the current was selected as 10 mA; under this condition, the sensitivity at the output of the bridge is on the order of 60 to 100  $\mu$ V/K for the filaments where the resistors are between 1.5 and 2.5  $\Omega$ . After amplification (gain 100), one has a temperature signal of 6 mV to 10 mV/K, making possible evaluation of temperature fluctuations of an amplitude equal to 0.2K.

The filament located in the plenum chamber is mounted on a fixed support of a 40cm length. This length is sufficiently large that one can disregard thermal transfer by conduction along the length of this support. In addition, the length of the filament is 4mm, there being then a length/diameter ratio of  $> 400$ , which equally renders negligible the influence of the spindles on which the filament is soldered.

On the other hand, the filament placed in the test airflow section is mounted on a mobile support in order to be able to

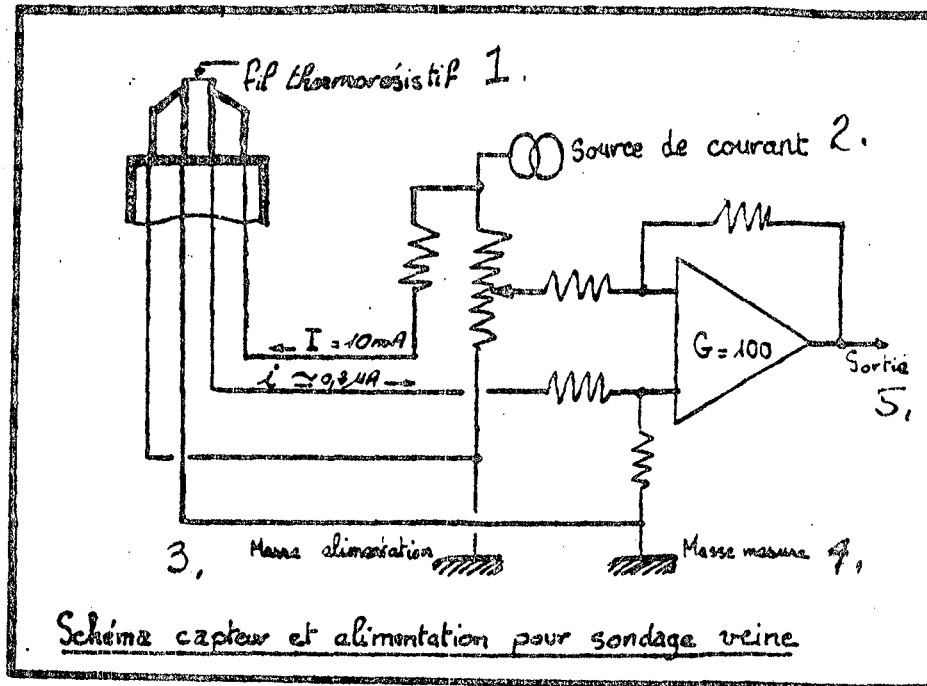
carry out probes. During the scanning, the support of the probe is caused to traverse the wall and therefore constitutes a heat sink with respect to the measurement filament in a way that is all the more important since the length of the support immersed in the airflow is very short.

Moreover, the conductors connecting the measurement filament and the equipment are equally prone to these temperature variations and the resistance in the line itself is variable.

The preliminary experiments carried out by soaking the probe and a section of the support in liquid nitrogen and then putting them back into ambient temperature have shown that one is thus able to record at the output variations equivalent to 5 K, whereas the temperature at the filament level has remained perfectly constant.

It was therefore necessary for scanning of the airflow to use a different setup which would allow freedom from these difficulties. This setup is sketched out below.





### Layout of sensor and power supply for airflow probes

1. thermo-resistive filament
2. current source
3. power ground
4. measurement ground
5. output

It consists of a probe with 4 contact pins, hooked together in pairs at their extremities. Two of the leads are attached to the Wheatstone connection and carry a measurement current of 10 mA. The two other leads are hooked together at the input to an isolating amplifier with high input impedance. The current which circulates in this part of the loop is on the order of  $0.2 \mu\text{A}$ , and the variations of the line resistance then only produce very small variations in voltage ( $< 1 \mu\text{V}$ ), well below the resolution of the measurement.

### 2) Calibrations

The calibration of the thermo-resistive filaments took place in situ by comparing them with a thermocouple placed in the airflow. The results are given in figure 7, and yield a sensitivity of 10.6 mV/K for the one in the airflow section, the latter being more limited due to the geometry of the 4 pin probe.

These calibrations were carried out by producing a continuous variation of the temperature in the wind tunnel: lowering the temperature of the environment to 170K, then returning it to ambient. The absence of hysteresis in the recordings thus obtained shows the response time of the 9  $\mu$  filament is noticeably equivalent to that of the fine-zone thermocouple.

### 3.3.3.- Data acquisition system

-----

The T'3 wind tunnel is connected to an acquisition loop consisting of a HEWLITT-PACKARD 21MX computer and a certain number of peripherals of which the main ones are:

- o an analog-to-digital multiplex converter
- o a magnetic tape deck
- o a disk unit
- o a console with screen graphics
- o plotting table
- o printer

/14/

The signals from the different sensors are generally directly recorded on digital tape (figure 8), but can be in certain cases be recorded on analog tape. It is sometimes necessary /Ref.3/ to filter the signals; we use a low-pass ROCKLAND filter (48 db/octave).

A computer program for rapid FOURIER transformation, details of which are given /Ref.3/, is used for computation of the spectrum linked to measurements of pressure and temperature fluctuations.

### 3.4.- Performance of the wind tunnel

-----

We have applied ourselves also to characterize as precisely as possible the performance of the wind tunnel and of its drive

system (motor, blower) as a function of the different parameters of flow in the test section airflow (Mach number, pressure and temperature generatrices). This study has allowed us to check the validity of estimates which were carried out during the planning and to state precisely the improvements which can eventually be applied.

The parameters characteristic of the functioning of the blower are: the rotation rate  $N$ , the driven volume output  $Q_{vol}$  and the pressure ratio  $P_2/P_4$ . These values are generally corrected for standard conditions:  $P_{io} = 1013.2$  mb,  $T_{io} = 288^\circ K$ , in order to be comparative whatever the generatrix conditions; the variables become:

$$N/\sqrt{\theta}, P_2/P_4, \text{ or } \Delta P/P, Q_{vol}/\sqrt{\theta} \text{ or } \frac{Q_m \sqrt{\theta}}{\delta} \text{ with } \begin{matrix} \theta = T_i/288 \\ \delta = P_i/1.0132 \end{matrix}$$

For a fixed loop geometry, the outputs thus defined are only a function of the Mach number in the test section airflow; for T'3 they have been computed--figure 9. The velocity is equivalent to a Mach number at the blade tip.

It is necessary to superimpose the curve of the loss of load of the wind tunnel as a function of Mach number (figure 10) on the set of characteristic curves of blower function /Ref.2/; reduced to standard conditions, this curve is unique (close to Reynolds effects). We have determined the total load loss in the loop  $\Delta P_i/P_i$  as a function of output  $Q_{vol}/\sqrt{\theta}$  for differing /15/ conditions of pressure and temperature, (figure 10); one observes a rather elevated level of losses which attain 18% for  $M = 0.85$ .

Pressure readings ( $P_i$ ,  $P_s$ ) at many points in the loop have made possible determination of velocity distributions in the different sections (Plate 11) and the mean value of the impact pressure, thus giving a more precise idea about the distribution of load losses in the wind tunnel.

This distribution varies slightly as a function of the parameters of the circulation ( $M_v$ ,  $P_i$ ,  $T_i$ ); the following table

can be roughly drawn up:

Section of the loop	Percentage of loss
downstream of blower: ogive diffuser	20%
low velocity loop: elbows 3 and 4 plenum chamber	negligible
high velocity loop: airflow test section throat nitrogen injector 1st diffuser	75%
upstream of blower: elbow 2 convergent	5%

It is clear that the high velocity part of the loop maintaining a high Mach number over a considerable length is the principal cause of relatively great load losses in the wind tunnel. The separations which probably arise very quickly on the ogive located downstream of the blower are also part of the non-negligible portion.

The predicted performance of the blower has been checked out by the manufacturer (TECHNOFAN) and by us under atmospheric conditions ( $P_i = 1013 \text{ mb}$ ,  $T_i = 20^\circ\text{C}$ ) /Ref. 2/. It remains to verify the nominal functioning point ( $N = 11\,400 \text{ rpm}$ ,  $P = 118 \text{ kW}$ ,  $P_2/P_4 = 1.18$ ,  $Q_m = 13.87 \text{ kg/s}$ ), corresponding to the loop specifications ( $M_v = 1$ ,  $T_i = -150^\circ\text{C}$ ,  $P_i = 2.57 \text{ bar}$ ).

A test has been carried out near these conditions ( $M_v = 0.95$ ,  $T_i \approx -133^\circ\text{C}$ ,  $P_i \approx 2.6 \text{ bar}$ ,  $N = 11\,000 \text{ rpm}$ ); the values obtained agree very well with the theoretical curve for the blower determined for these conditions (Plate 12); the efficiency of the

assembly (motor, step-up gear, transmission shaft, blower) is in the neighborhood of 0.7, a value selected during project planning.

The jump in temperature measured here and there on the fan /16/ in the course of the above test is on other order of  $12.5^{\circ}$ . The adiabatic elevation in temperature due to compression is  $7^{\circ}$ ; if one takes a blade efficiency of 0.75, one ought to measure a deviation of  $9.5^{\circ}$ . The thermal losses at the blower location give rise therefore to an elevation in temperature on the order of  $3^{\circ}$  (it is noted that there is no thermal insulation around the blower), which is equal to a heat flux of 32 kW; this value is altogether normal considering the high velocity flow in this section of the loop.

The motor/blower assembly is therefore satisfactory. The main limitation is due to the maximum rotation rate (11 400 rpm), which as a function of ambient temperature, involves a Mach number in the test section airflow of around 0.6 (figure 10).

In order to get sonic velocity in the test section, there must be a blower rotation rate  $N/\sqrt{\theta}$  of around 15800 rpm; this can therefore only be attained for circulation temperatures below  $150^{\circ}\text{K}$ . We limit ourselves in current useage to 9800 rpm; in fact the motor at constant torque produces a power of 125 kW at 2580 rpm (the step-up has a ratio of 3.8), but it is possible to overdrive it for a reasonable period up to 3000 rpm.

We have looked to see (Plate 13) if the solution of changing the ratio of the step-up gear (on condition that this would be technologically feasible) would not otherwise penalize us; in particular to increase the ratio of the unit is to reduce the rotation rate of the motor in cryogenic operation, and therefore to lower the available power, which would force us to limit the maximum pressure of the flow.

With the motor at constant torque, the available power is proportional to the motor rotation rate, and therefore to the rotation rate of the blower  $N : \mathcal{P} = k \frac{N}{r}$ , where  $r$  is the

step-up ratio and  $k$  is the coefficient of proportionality

$$k = \frac{125}{2580} \text{ kW/rpm. One can also write } P = k \cdot \frac{N}{\sqrt{\theta}} \cdot \frac{\sqrt{\theta}}{r} ; \text{ if one}$$

sets a given rate  $N/\sqrt{\theta}$  (the Mach number being fixed), the available power of the motor is proportional to  $\sqrt{\theta}$  for a fixed ratio  $r$ . The power curves have been plotted (figure 14) for a Mach number in the test airflow of 0.85 ( $N/\sqrt{\theta}$  being  $\approx 15\,200$  rpm), and for three step-up gear ratios  $r = 3.8, 5$  and  $7$ ; they are most certainly limited by the maximum power of the motor.

These curves are to be compared to the efficiency at approximately the power  $P_n$  necessary to drive the flow (figure 15):  $P_n = Q_{vol} \cdot \Delta P_i$ , which one can also write  $P_n = \left( \frac{Q_{vol}}{\sqrt{\theta}} \cdot \frac{\Delta P_i}{P_i} \cdot P_i \right) \cdot \delta \cdot \sqrt{\theta}$ . At a fixed Mach number ( $\frac{Q_{vol}}{\sqrt{\theta}}$  and  $\frac{\Delta P_i}{P_i}$  are then known, figures 7 and 8), the necessary power is proportional to  $\delta \cdot \sqrt{\theta}$  ./17/ One therefore establishes that the ratio (power necessary-/available power) is independent of temperature; it is only a function of the generatrix pressure of the circulation (the ratio of the step-up factor  $r$  and the efficiency of the blower remaining otherwise fixed.)

Finally, if a ratio of 3.8 is maintained, a pressure of 3 atm with a Mach number of 0.85 can be attained under cryogenic conditions, but it will not be possible to maintain the velocity in the airflow for more elevated temperatures due to the limitation on the blower rotation rate (current operation). On the other hand, with a step-up ratio of 5.9, the Mach number in the test airflow ( $M_v = 0.85$ ) could be maintained regardless of temperature (100 to 300 K), but the maximum pressure of the flow in the wind tunnel would be 1.68 bar (the efficiency of the system has been estimated at 0.7).

We give (figure 16) the unit Reynolds number for a Mach number of 0.85 as a function of the generatrix pressure and temperature in the circulation as well as the power necessary to assure the flow with a pressure ratio of 1.18.

### 3.5.- Quality of the circulation

---

#### 3.5.1.- Uniformity of temperature in the test section

---

Vertical probes of temperature have been carried out in the test section airflow with a 9  $\mu$ m cold filament /Ref. 2/. It seemed to us to be desirable to confirm these results by measurements with a rapid response thermocouple (figure 16). The gradient obtained at the 120 K temperature is in agreement with previous experience: the maximum deviation here and there is

$\pm 1^{\circ}\text{C}$  from the mean value. Several curves have been plotted; they represent different probes carried out under identical conditions; the cross-checking of the curves (figure 16) is correct; the experimental dispersion remains moderate.

Consequently, these experiments have been repeated with a new setup regulated by the Department of Engineering and Research in Systems Mechanics and Energetics (DERMES/CERT). It involves a cold 9  $\mu$ m filament in which the power and metering leads have been separated to eliminate parasitic effects (sec. 3.3.2.).

Figure 18 presents the horizontal gradient of temperature in the test section airflow for Mach 0.6 and a flow temperature of 120 K. In the central part of the flow, the variations are small:  $\pm 0.7^{\circ}$ ; the presence of very hot thermal boundary layers is recorded in the vicinity of the walls. The temperature gradient seems here to be slightly dissymmetric, but this dissymmetry thins out when the circulation temperature increases; in fact probes have been carried out for higher temperatures (Tie: 200 K, 240 K, 300 K); the gradients became practically negligible.

One can conclude that the uniformity of temperature obtained in the test section airflow is very favorable throughout the range of temperatures employed.

#### 3.5.2.- Temperature fluctuations

---

/18/

A basic series of measurements, carried out with the material DISA, has been undertaken to characterize the thermal

turbulence of the circulation under different test conditions /Ref. 3/. An example of the raw signal delivered by the cold filament is shown in figure 19. The 5  $\mu$ m probe was placed in the plenum chamber in order to avoid its mechanical destruction; in fact the velocity of the circulation in the test section airflow is on the order of 170 m/sec for a motor rate of 2600 rpm.

In the case presented here (figure 19), the wind tunnel operates at ambient temperature (300 K); the crest-to-crest level of fluctuations (more than 1°C) is great compared to the level obtained under the same conditions with an induction wind tunnel /Ref. 4/. An analysis of the signal up to 4 kHz shows that one catches up with the background noise towards 1.5 kHz, which is not surprising considering the bandwidth of a 5  $\mu$ m filament of 1mm length.

Study of the signal up to 400 Hz (figure 21), besides the parasite frequencies (50 Hz and its multiples induced by the motor power supply), shows that the temperature fluctuations are essentially of very low frequencies. A spectral analysis was therefore carried out in the 0-40 Hz range (figure 20); it confirms the slight diminution of fluctuation level with reduction in temperature. The mean quadratic values plotted are the following:

background noise	0.07 Kelvin
T = 135 K	0.15 "
T = 300 K	0.21 "

Therefore the injection of liquid nitrogen does not seem to induce the supplementary thermal turbulence. The reduction of this with the lowering of the circulation temperature is, at first sight, a surprising phenomenon considering the results earlier obtained in the T'2 induction wind tunnel /Ref.4/.

A second series of measurements was carried out with the help of the Department of System Mechanics and Energetics in order to study the correlation of fluctuations of temperature in the plenum and in the testsection airflow. The apparatus used for



these measurements is described in sec. 3.3.2. The motor rotation rate was maintained at 1800 rpm, which gives a good circulation velocity in the test section, on the order of 120 m/sec (given a Mach number of 0.43 for  $T_{ie} = 200K$ ). Very low frequency temperature fluctuations (on the order of a Hertz) are generated at the site of the nitrogen feed by partial vaporization of the nitrogen in the ducts.

In figure 22 we have shown the signals delivered by the two 9  $\mu m$  cold filaments after filtering at 40 Hz. There is established a displacement in time of the two curves, adjustable on the oscillations of the larger magnitude. However, the two signals do not recur identically; it would seem that there is more turbulence in the plenum chamber than in the test section, in fact frequencies above one Hertz seem extinguished.

The two signals have been analyzed; they show good /19/ correlation for a time displacement of 58 m/sec (figure 23). We present (figures 24 and 25) the frequency spectra recorded in the course of this test for which the circulation temperature has been stabilized at around 200 K. We have filtered the signals through a bandpass filter of 1-40 Hz, in which we are only interested in the frequency range where the significant differences between the two filaments seem to have appeared.

Indeed, a slightly higher fluctuation level is recorded in the plenum chamber (figure 25) than in the test section airflow (figure 24) up to 10 or 20 Hz. Beyond this, the thermal fluctuations are flooded in the background noise in the test setup.

### 3.5.3.- Pressure fluctuations

-----

A basic analysis consists of studying the noise level of the wind tunnel for different regimes of the motor (figure 26). At the outset an increase is determined for static pressure fluctuations measured in the test section airflow during increase in velocity.

The mean quadratic values  $\sqrt{\overline{p'^2}}$  obtained at ambient temper-

ature (300 K) for an analysis at 5 kHz are the following:

<u>rpm</u>	<u>mb</u>
0	0.1
500	0.2
1000	0.2
2100	0.6
2600	0.9

It is also observed that the characteristic frequency of the blower /Ref. 3/ is marked by a pressure fluctuation spike (almost at the measurement accuracy of the motor rate), figure 26.

After studying the noise of the wind tunnel at ambient temperature, we have compared the pressure fluctuation levels obtained in a stabilized regime for the different circulation temperatures and also compared them at an intermediate temperature with zero nitrogen input (the circulation then being in the reheating phase). Two frequency ranges have been analyzed at 0-500 Hz and 0-5 Hz, figures 27 and 28. The mean quadratic values  $\sqrt{P'^2/q}$

are then the following: for N = 2600 rpm. (We note that the test was done at a constant blower rotation rate; the Mach number drops in the test section airflow as the temperature is increased.)

	T1	300 K	140 K	165 K ( $Q_{LN_2} = 0 \text{ kg/s}$ )
	M	0,5	0,73	0,70
500 Hz	$\sqrt{P^2}$	0,6 mb	1,7 mb	1,3 mb
	$10^3 \sqrt{P^2}/q$	4,2	6,4	5,5
5000 Hz	$\sqrt{P^2}$	0,9 mb	1,9 mb	1,6 mb
	$10^3 \sqrt{P^2}/q$	6,1	7,5	6,7

It is quite evidently established that the total energy of the fluctuation is more elevated than the size of the analysis range.

Contrary to the situation obtaining in the T'2 induction wind tunnel (where the Mach number in the test section was constant regardless of the circulation temperature thanks to a downstream throat)/Ref. 4/, there is an influence of the temperature level on the pressure fluctuation spectra. It does not appear that the liquid nitrogen injection should be blamed; indeed, when it is shut down, one does not regain the spectrum measured at ambient temperature, figure 27.

In the current study, it would seem that the increase in noise with the lowering of the circulation temperature is associated with the increase in Mach number in the test section air-flow; the ratio  $\sqrt{P^2}/q$  (0-5 kHz) depends little on the temperature.

The static pressure fluctuation spectra have been presented in a normalized form /Ref.3/, revealing the boundary layer noise. It is observed that the noise measured in the installation is relatively high; it will be possible to undertake a study in or-

der noticeably to diminish the level of fluctuations and to determine if possible the parameters involved in the variation of noise with the level of circulation temperature.

### 3.6.- Problems associated with thermal flux and wall ----- temperature for transsonic cryogenic circulation -----

#### 3.6.1.- Use of the results of an integral computation ----- method for turbulent boundary layers -----

The computational method used is described in summary /Ref. 3/; one finds in this report the first results on the effect of heat flux at the wall on the values characterizing the boundary layer subject to the pressure gradients. An indication has also been researched on the evolution of the separation point as a function of the parameters: pressure gradient, wall temperature /21/ and pressure (or Reynolds number).

In the current study, systematic use of the computer program makes possible comparison of the respective effects of heat flux at the wall and the Reynolds number.

To show these phenomena there have been conceived distributions of the Mach number which are very schematicized, where the gradient of velocity is constant; the analysis length is 1 meter.

#### Requirements of the computation

The various distributions of the Mach number are shown (figure 29), where  $M/M_r$  is carried forward as a function of  $x$ .  $M_r$  has been selected as equaling .7 or 1.2. The generatrix conditions are  $T_{ie} = 120$  K,  $P_{ie} = 1$  bar; the circulation is either laminar or turbulent (in the latter case the transition is initiated at abscissa  $X = 0.08m$ ).

Therefore we will study to take account of the influence of  $T_p$  around the adiabatic value ( $0.9 < T_p/T_f < 1.1$ ), by the ratio of the relative variation of the characteristic magnitude selected to the relative variation of  $T_p$ :  $\varepsilon_x = \left(\frac{\Delta x}{x}\right) / \left(\frac{\Delta T_p}{T_p}\right)$ , where  $x$  will be the displacement thickness  $\delta_A$ , the momentum thickness  $\theta$ ,

the contour parameter  $H = \delta_A / \theta$ , the coefficient of friction  $C_f$ .

Likewise, to characterize the influence of the pressure  $P_i$  around the nominal value ( $0.5 < P_i < 2$ ), corresponding to a variation in Reynolds number in the same ratio, one sets:

$$\eta_x = (\frac{\Delta x}{x}) / (\frac{\Delta P_i}{P_i})$$

The ratios  $\epsilon_x$  and  $\eta_x$  then respectively make possible measurement of the sensitivity of the magnitude  $x$  to variations in  $T_p$  and  $P_{ie}$ .

The evolution of the parameters of the boundary layer  $\delta_A$ ,

$\theta$ ,  $H$  and  $C_f$  in the turbulent regime or the laminar regime are represented as a function of  $x$  (figures 30 to 33), in our reference case ( $Mr = 0.7$ ,  $P_{ie} = 1$  bar,  $T_p = T_f$ ), for the different pressure gradients studied (figure 29).

## Results

/22/

### 1) Laminar regime

-----  
-influence of  $P_i$   
-----

It is established that in this case  $\eta_{\delta_A}, \eta_{\theta}, \eta_H, \eta_{C_f}$  are entirely independent of the reference Mach number, of the intensity of the pressure gradient (positive, negative or zero), and of the station at which they are calculated.

$$\eta_{\delta_A} = \eta_{\theta} = \eta_{C_f} = -50 \text{ and } \eta_H = 0$$

-influence of wall temperature  $T_p$   
-----

The phenomenon is here more complex because if  $\epsilon_{\delta_A}, \epsilon_{\theta}$  and  $\epsilon_H$  are moderately varied, in contrast  $\epsilon_{C_f}$  is sensitive to the pressure gradient intensity and to the station being examined, the same tending towards  $-\infty$  as one approaches the separation point (which is normal since  $C_f$  is zero at this point); on the other hand, it varies little as long as the reference Mach number is .7.

$$\begin{cases} 1 < \epsilon_{\delta_A} < 1.2 \\ -0.2 < \epsilon_{\theta} < 0.1 \\ 1 < \epsilon_H < 1.2 \end{cases}$$

The variations of  $\epsilon_{cf}$  are represented in figure 34.

So that the interpretation of these results can be clearer, we take for example the displacement thickness  $\delta_1$ : a variation of 1% in  $P_i$  induces a variation of -0.5% in  $\delta_\Lambda$ , whereas a variation of 1% in  $T_p$  leads to a variation of 1 to 1.2% in  $\delta_\Lambda$ , i.e.  $T_p$  has about twice the influence of  $P_i$  on  $\delta_\Lambda$ .

For  $\theta$ , things are different: the influence of  $T_p$  is almost zero for the pressure gradients of zero or positive, of which only that of  $P_i$  counts, and for negative pressure gradients  $\epsilon_\theta \approx -.2$ , i.e. a ratio of influence of 2 to 3 in favor of  $P_i$ .

For  $H$ , the case is simple since only the temperature of the wall affects this parameter,  $P_i$  having no influence at all.

As for the coefficient of friction, it is preferable to refer to the figure (34) and (since  $\eta_{cf} = -.5$ ) to multiply the ordinate scale by 2 in order to take into account the relative influence of  $T_p$  and  $T_i$ .

## 2) Turbulent regime

### - influence of $P_i$

Here one can make exactly the same remarks as in the case of the laminar regime, namely that  $\eta_{\delta_\Lambda}, \eta_\theta, \eta_H, \eta_{cf}$  are insensitive to the pressure gradient, reference Mach number and to the station chosen; however, the values are smaller:

$$\eta_{\delta_\Lambda} \approx 0.2 \quad \eta_\theta \approx 0.2 \quad \eta_H \approx 0 \quad \eta_{cf} \approx 0.14$$

### - influence of $T_p$

/23/

Here the situation differs from the laminar regime, and in an evident manner. Indeed, the scarcely constant coefficients are now:  $\epsilon_{\delta_\Lambda}$  and  $\epsilon_{cf}$   $0.8 < \epsilon_{\delta_\Lambda} < 0.9$  and  $-.3 < \epsilon_{cf} < -.2$ , which practically depend neither on the pressure gradient nor the station of calculation.

On the other hand,  $\epsilon_H$  and  $\epsilon_\theta$  have more extensive variations as figure 35 shows; it will be recalled that  $\epsilon_H$  remains

near 1.

The influences relative to  $T_p$  with respect to  $P_i$  are therefore on the order of 4 for  $\delta_A$ , 1.5 to 2 for  $cf$ , as to  $\theta$  from 0 to 2, i.e. that the tendency can be inverted. For  $H$ , only the temperature on the wall has a detectible action.

Note again that, as in the laminar, the reference Mach number has a not very detectible influence (it displaces these values at the very most at 0.1).

### Conclusion

It will therefore be recalled from this comparison that the Reynolds effect is not generally negligible with respect to wall temperature (except for the contour parameter where the Reynolds has no influence); especially for the momentum thickness where it is known that the value by the profile outlet is directly linked to the drag by the SQUIRE and YOUNG relationship.

However, the effect of a variation in parietal temperature is much more complex because it acts in a different way depending on the parameter studied and the pressure applied.

It remains to emphasize the importance which the wall temperature has during operation in natural transition and no longer in triggered transition; indeed a study done in the United States has shown that the Reynolds number of the abscissa of the transition point was directly proportional to  $(T_p/T_c)^{-7}$ ; one quickly takes into account the fact that an error of 1% in wall temperature (which at these cryogenic temperatures is hardly more than  $1^\circ$ ) leads to an error of 7% in the Reynolds number of the transition, and therefore in its position as well. Under these conditions, it is out of the question to neglect this phenomenon during operation in natural transition.

#### 3.6.2.- Experimental study on the effect of temperature on a CAST 7 profile

In the course of a test series carried out at T2 on the CAST 7 profile using adaptable walls, we studied the effects of a

temperature difference of the model with respect to the adiabatic temperature /Ref. 5/.

Some minutes before the run at ambient temperatures ( $T_{ie} = 280$  K), we heat the model using a heating cover; then the walls being prepositioned in accordance with a form close to the adjustment, we recorded in the course of the run the evolution of the temperatures and the distribution of pressures along the profile (figures 36 and 37).

During a single run, one can therefore follow the influence /24/ of  $T_p/T_f$  (figure 36) on the aerodynamic characteristics inferred from the pressure distribution measured on the profile, all the other parameters being otherwise constant ( $i = 0^\circ$ ,  $M_\infty = 0.78$ , fixed pressure generatrix, immobile test section wall, triggering of the transition at 7% etc...).

In figure 37 we present the distribution of the Mach number recorded at the beginning and at the end of the run ( $T_p/T_f = 1.109$  and  $1.064$  at 30% of chord). At first sight, the effect appears negligible, however there is a small systematic deviation which is expressed by an evolution of the aerodynamic coefficients ( $C_{x_f}$ ,  $C_z$ ,  $C_m$ ) (figure 38).

We also revealed the effect of a variation in Reynolds number by augmentation of the generatrix pressure of the circulation /Ref.5/. A comparison between the two effects generates interesting data; for example, a modification in the coefficient of lift

$$\Delta C_z = -0.01 \quad (\Delta C_z/C_z \cong -2\%) \text{ will be produced by:}$$

- an increase in wall temperature of  $\Delta T/T = 8\%$
- of - a reduction in Reynolds number of  $\Delta Re/Re = 25\%$ .

The conclusions drawn on the comparative effect of the Reynolds and the temperature are not identical, depending on the parameter observed (position of the shock wave, drag coefficient, lift coefficient, etc...), figure 38.

Moreover, it would be necessary systematically to explore the envelope (in incidence and Mach number) of utilization of the profile to reach valid conclusions on the influence of wall temp-



erature. This first approach shows, however, that it requires relatively sophisticated measurement and analysis methods to detect the deviations generated by small variation in wall temperature.

#### 4. RECAPITULATION OF RESULTS ACHIEVED

- An increase in the tank volume for the liquid nitrogen injection offers the possibility of carrying out long duration testing when the generatrix of pressure is 1 bar (checkout test or tuning up), but also stabilized runs at the maximum power of the blower (maximum pressure generatrix and Mach number in the test airflow).

- Problems of instrumentation relative to continuous cryogenic operation have been grappled with in this pilot installation. Thus it has been established that the principal solutions obtained for the T'2 wind tunnel in short runs (30 sec) operation, /Ref. 4/, remain equally valid for long duration operation.

- The performance of the current wind tunnel has been /25/ carefully verified in its entire range of uses. We attach particular importance to determination of the distribution of load losses along the loop, as well as the velocity profiles in the various sections. The high velocity section of greatest length represents the essential cause of losses in the loop.

- We carried out a comparative study of the characteristics of the circulation relative to temperature fluctuations in the plenum chamber and to pressure fluctuations in the test section airflow, for both cryogenic and ambient temperatures. We found no increase in thermal and aerodynamic noise which seemed able to be induced by the injection of the liquid nitrogen.

- The gradients of temperature of measurements in the test section airflow both horizontally and transversely showed good spatial homogeneity.

- The systematic use, based on a realistic case, of the integral computational method for the laminar and turbulent boundary layers with heat flux allowed us to compare the effects

induced by a variation in Reynolds number or by a variation in wall temperature. The modifications produced by increasing the pressure generatrix in the circulation are relatively simple to analyze; on the other hand, a variation in the parietal temperature involves much more complex modifications, particularly functions of the abscissa chosen or the pressure gradients studied. It would also seem that the transition point is very sensitive to the  $T_p/T_f$  parameter; tests carried out in free transition will thus be strongly affected by the temperature effect.

- An experimental study on the CAST 7 profile has been carried out in the T2 tunnel equipped with adaptive walls. The effect of temperature has been observed in a particular case ( $M_\infty = 0.78$ ,  $i = 0$ , triggered transition at 7%) by heating the model before the run at ambient temperature. We have determined a small but systematic influence on the aerodynamic characteristics of the profile. However, one cannot conclude that the deviations caused by a model temperature slightly different than the adiabatic temperature are negligible in the presence of the influence of other parameters.

## 5. CONCLUSION

The progressive upgrading of the loop (test section, blower), of its auxiliary units (nitrogen supply), of instrumentation (pressure sensors, temperature probes) and of its data acquisition system had as its object to put into full operation an installation in which research of a fundamental character could be carried out.

However, detailed analysis of each of the steps makes it possible to obtain a great number of understandings on the design and functioning of cryogenic wind tunnels in general, which calls in new technology a number of aspects of which are not understood or are uncertain.

In parallel with the experimental studies, it is important to develop methods of theoretical computation of which the essential point concerns heat transfer. We have emphasized

/26/

the influence of the wall temperature on the principal characteristics of the boundary layer. In fact, measurements which are to be carried out on a model in a cryogenic wind tunnel will be more or less affected by temperature difference between the model and the circulation flow. It is thus important to define the admissible tolerances, because these condition the design of the models and the development of the tests.

## 6. FUTURE PROSPECTS

- One will investigate solutions likely to improve the aerodynamic functioning of the loop, making it possible to effect reduction in the load loss which ought to help the liquid nitrogen consumption (because of the lessening of the power needed, the maximum Reynolds number achieved in the wind tunnel (by increasing the pressure generatrix), and the circulation quality (reduction of separations).

- Improvements in the drive system will be studied (motor, step-up, blower), making it possible to cover, at transsonic velocities, a range of operating temperatures definitely larger than the reduced range currently available. Especially, replacement of the current blower by a double-stage blower will allow an increase in the open area which will contribute to reduction of load losses in the loop and of the large thermal losses localized in this section.

- Studies generated on wind tunnel instrumentation ought to be the following:

- o computer program for the boundary layer with heat flux, coupled with a computation of the potential aerodynamic field,
- o a method for computation of heat transfers in the interior of materials, coupled with an integral computation method for the boundary layers in the presence of a pressure gradient.

- Finally, it is necessary right now to study the design of models for cryogenic wind tunnel tests: bringing the models to temperature before the measurement sequence, triggering of the transition for the boundary layers of small dimensions, or, on

the contrary, avoiding the risk of premature triggering of the transition produced by the pressure inlets.

7- REFERENCES

- /1/ D. FAULMANN      Study of the injection of liquid nitrogen  
N. ROCHAS           into a cryogenic wind tunnel  
J. LUNEAU           Final Synthesis Report No. 7/5007  
AYD December 1979
- /2/ D. FAULMANN      Cryogenic wind tunnels. Problems associated  
with continuous functioning at low tempera-  
tures. Final Synthesis Report No. 9/5007  
AYD June 1980
- /3/ A. BLANCHARD      "Continuous" cryogenic wind tunnel T'3 at  
V. DELCOURT          CERT/DERAT. Preliminary study of circulation  
M. PLAZANET          qualities. Engineering Report OA No. 10/5007  
AYD March 1981
- /4/ A. BLANCHARD      Measurements on temperature and pressure  
J.B. DOR              fluctuations in the T'2 cryogenic wind  
J.F. BREIL            tunnel. Engineering Report OA No 8/5007  
AND (DERAT 8/5007 DN) January 1980
- /5/ A. BLANCHARD      Preliminary results on the effects of  
A. MIGNOSI           Reynolds number and temperature: CAST 7 profile  
tested in the adaptive wall T2 wind tunnel  
Engineering Memo (DERAT) No 1/81
- /6/ A. BLANCHARD      Implicit method of resolution of the mono-  
J.B. DOR              dimensional equation of heat with the  
thermal characteristics  $\lambda, \rho, C$  as  
variables- Digital applications for study  
of cryogenic wind tunnels. Engineering  
Report OA No 11/5007 AYD February 1981

LIST OF FIGURES

<u>FIGURE</u>		<u>PLATES</u>
1	: Cryogenic wind tunnel loop with blower T'3	1
2	: Liquid nitrogen injection system	2
3	: Long duration cryogenic testing	3
4	: Wall temperatures during long duration cryogenic testing	4
5	: Comparison of the bandwidth of Kulite sensors for two wall setups	5
6	: Layout of the power supply to thermoresistive filaments	6
7	: Calibration of cold filaments	7
8	: Measurement circuitry	8
9	: Mass and volume outputs in the T'3 wind tunnel as a function of Mach number in the test section airflow (reduced to standard conditions)	9
10	: Total load losses of the wind tunnel as a function of Mach number	10
11	: Velocity profile between elbows 1 and 2 of the T'3 loop	11
12	: Distribution of velocities downstream of the blower	11
13	: Blower performance under nominal use conditions	12
14	: Power necessary to overcome load losses in the loop at $M = 0.85$ as a function of pressure and temperature	13
15	: Theoretical available motor power as a function of temperature, at a blower rotation rate at which the test section Mach number is equal to 0.85	13
16	: Unitary Reynolds number as a function of pressure and temperature	14
17	: Vertical temperature gradient in the test section airflow	15

FIGUREPLATES

18	:	Horizontal temperature gradient in the test section airflow	16
19	:	Raw signal delivered by the cold filament (5 $\mu\text{m}$ )	17 /29/
20	:	Comparison of temperature fluctuations in the plenum chamber under cryogenic and ambient temperature (50 Hz)	18
21	:	Comparison of fluctuations of temperature in the plenum chamber (500 Hz)	18
22	:	Raw signals delivered by the cold filaments ( 9 $\mu\text{m}$ ) in the plenum chamber and the test section airflow	19
23	:	Coefficient of correlation of the two signals as a function of time displacement	19
24	:	Temperature fluctuation spectrum in the test section airflow	20
25	:	Temperature fluctuation spectrum in the plenum chamber	20
26	:	Pressure fluctuations for four blower rotation rates	21
27	:	Comparison of pressure fluctuations in the test section airflow at cryogenic and ambient temperatures (500 Hz)	22
28	:	Comparison of pressure fluctuations in the test section airflow (5000 Hz)	22
29	:	Pressure gradients which have been calculated for the effect of wall temperature and of Reynolds number on the boundary layer parameters	23
30	:	Evolution of $\delta_1$ and $\delta_2$ in the <u>laminar</u> regime for different cases of pressure gradient ( $M = 0.7$ ; $T_p = T_f$ )	24
31	:	Evolution of $C_f$ and $H$ in <u>laminar</u> for different cases of pressure gradient ( $M = 0.7$ ; $T_p = T_f$ )	25

FIGUREPLATES

32	:	Evolution of $\delta_1$ and $\delta_2$ in the <u>turbulent</u> regime for the different cases of pressure gradient ( $M = 0.7$ ; $T_p = T_f$ )	26
33	:	Evolution of $C_f$ and $H$ in <u>turbulent</u> for the different cases of pressure gradient ( $M = 0.7$ ; $T_p = T_f$ )	27
34	:	Laminar boundary layer: effect of temperature on the	28
35	:	Turbulent boundary layer: effect of temperature on the parameters: $\delta_1$ , $\delta_2$ , $H$ and $C_f$	29
36	:	Evolution of the temperature of the CAST 7 profile during a run at T2 (preheated profile)	30
37	:	Effect of temperature on the distribution of Mach numbers recorded along the CAST 7 profile	31
38	:	Evolution of the different aerodynamic coefficients ( $C_{xp}$ , $C_z$ , $C_m$ ) as a function of the temperature of the model	32

/30/



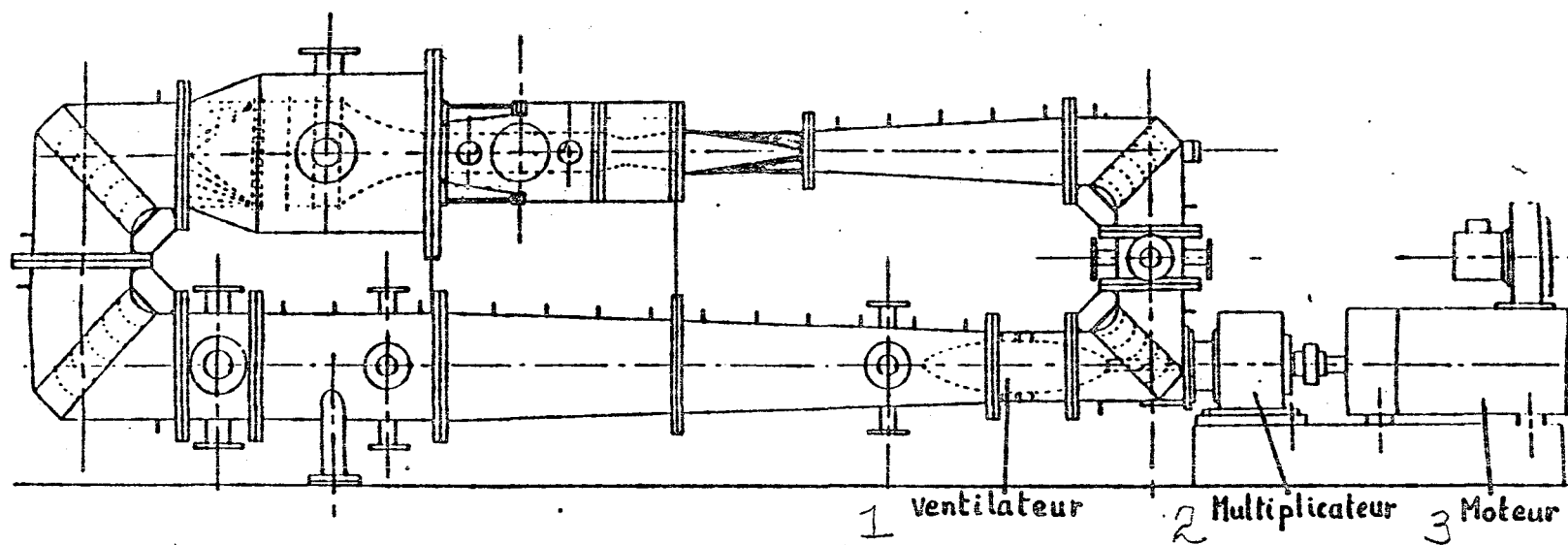
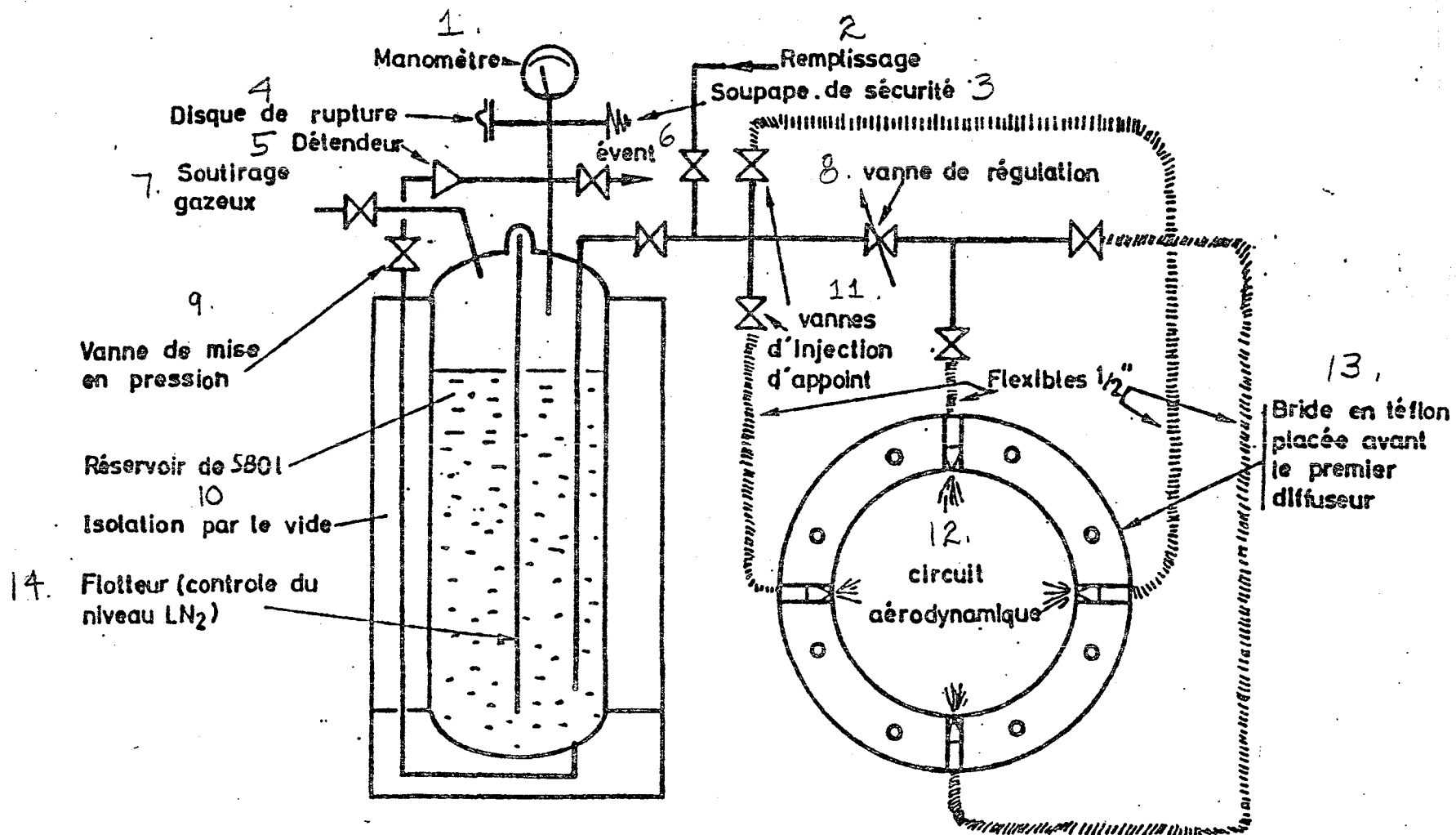


FIGURE 1 : CRYOGENIC WIND TUNNEL LOOP WITH BLOWER T'3

- 1. blower
- 2. step-up gear
- 3. motor



NOTE: Terms for  
Figure 2 on next page

**FIGURE 2 : STORAGE AND INJECTION SYSTEM FOR  
LIQUID NITROGEN**

TERMS FOR FIGURE 2:

1. manometer
2. filling
3. safety valve
4. blowout disk
5. pressure reduction valve
6. vent
7. gas bleed
8. regulation valve
9. pressurization valve
10. vacuum insulation
11. supplementary injection valves
12. aerodynamic loop
13. teflon flange placed in front of the primary diffuser
14. float (verification of  $LN_2$  level)

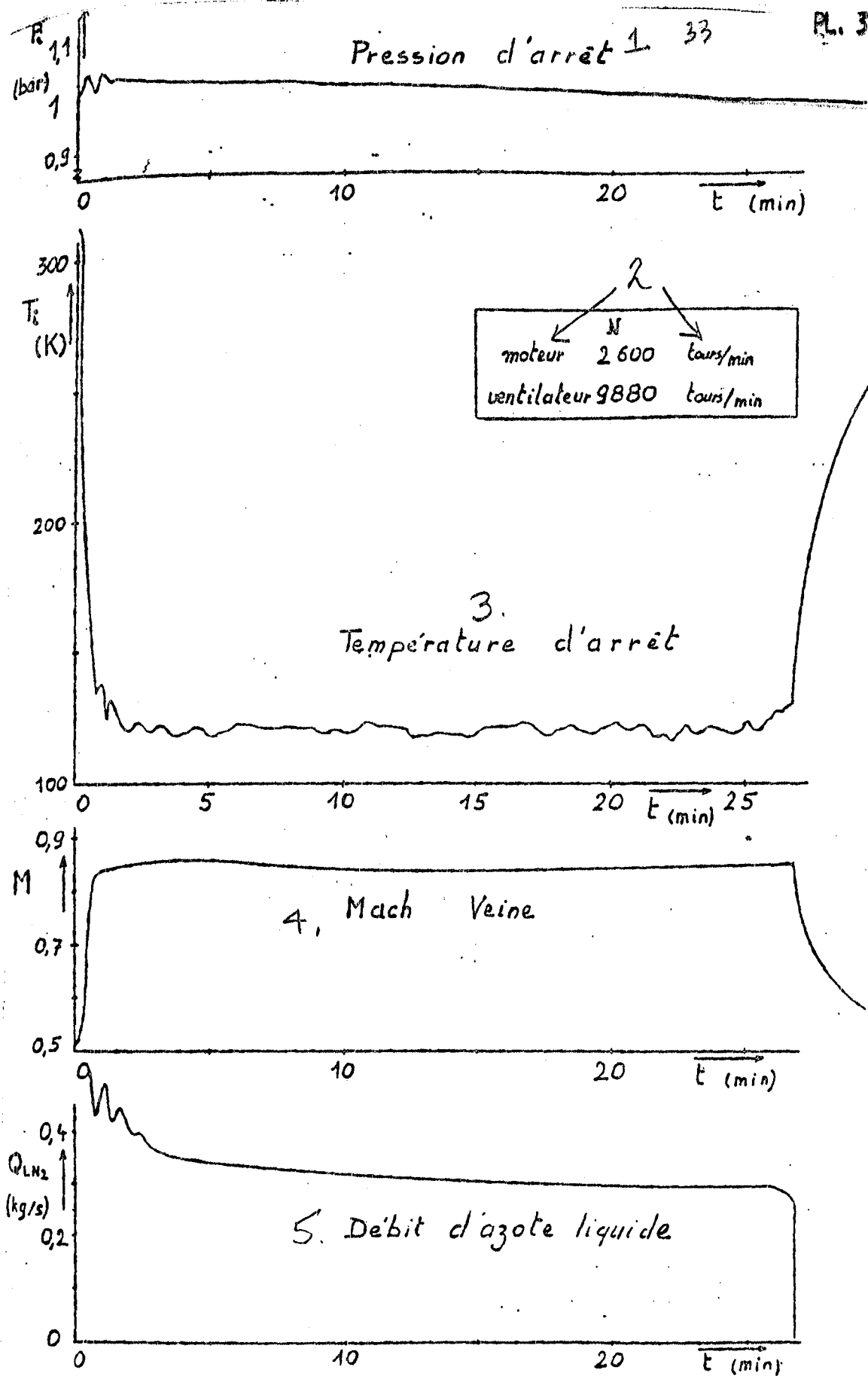


FIGURE 3 : Long duration cryogenic testing  
 (Terms on next page)

TERMS FOR FIGURE 3:

1. impact pressure
2. motor.....rpm  
blower.....rpm
3. impact temperature
4. test section airflow Mach
5. liquid nitrogen input

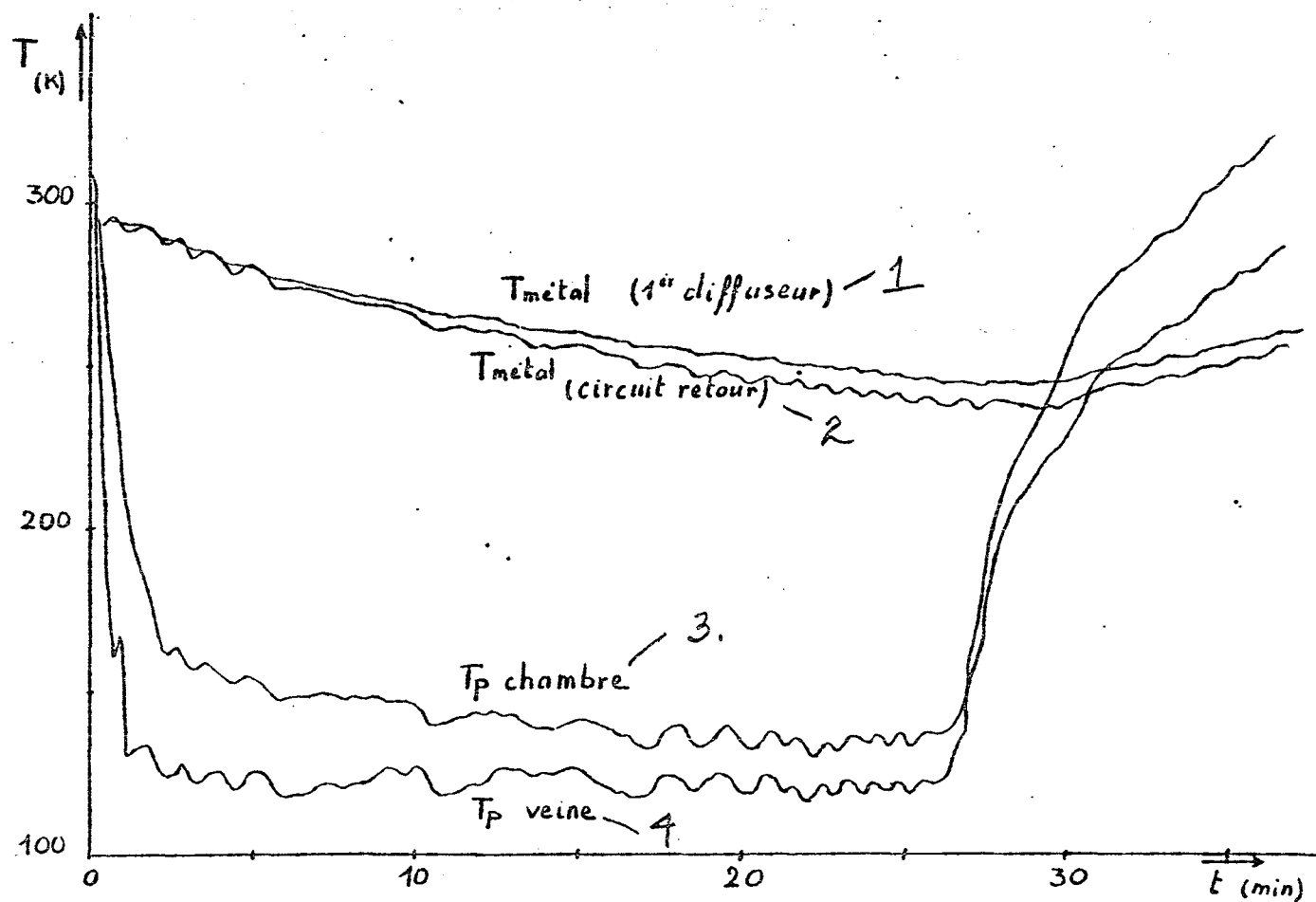


FIGURE 4 : TEMPERATURES EXPERIENCES BY THE INSULATION AND THE METAL DURING CRYOGENIC TESTING AT T'3

1. metal temp 1st diffuser      2. metal temp second diffuser      3.  $T_p$ -plenum  
4.  $T_p$ - test section airflow

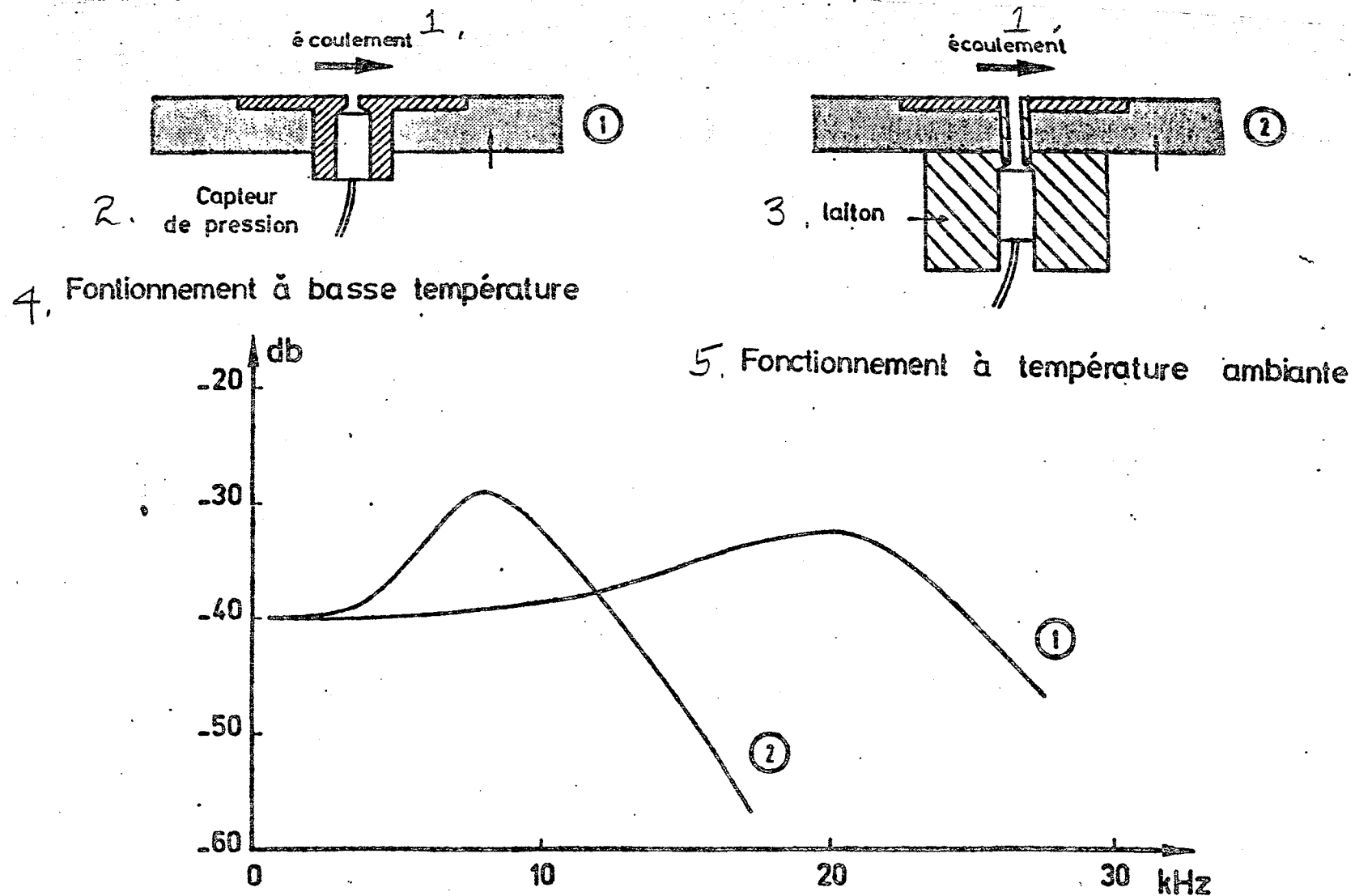


FIGURE 5 : COMPARISON OF BANDWIDTH OF KULITE SENSORS FOR TWO WALL SETUPS  
(Terms on next page)

TERMS FOR FIGURE 5:

1. circulation
2. pressure sensor
3. brass
4. operation at low temperature
5. operation at ambient temperature



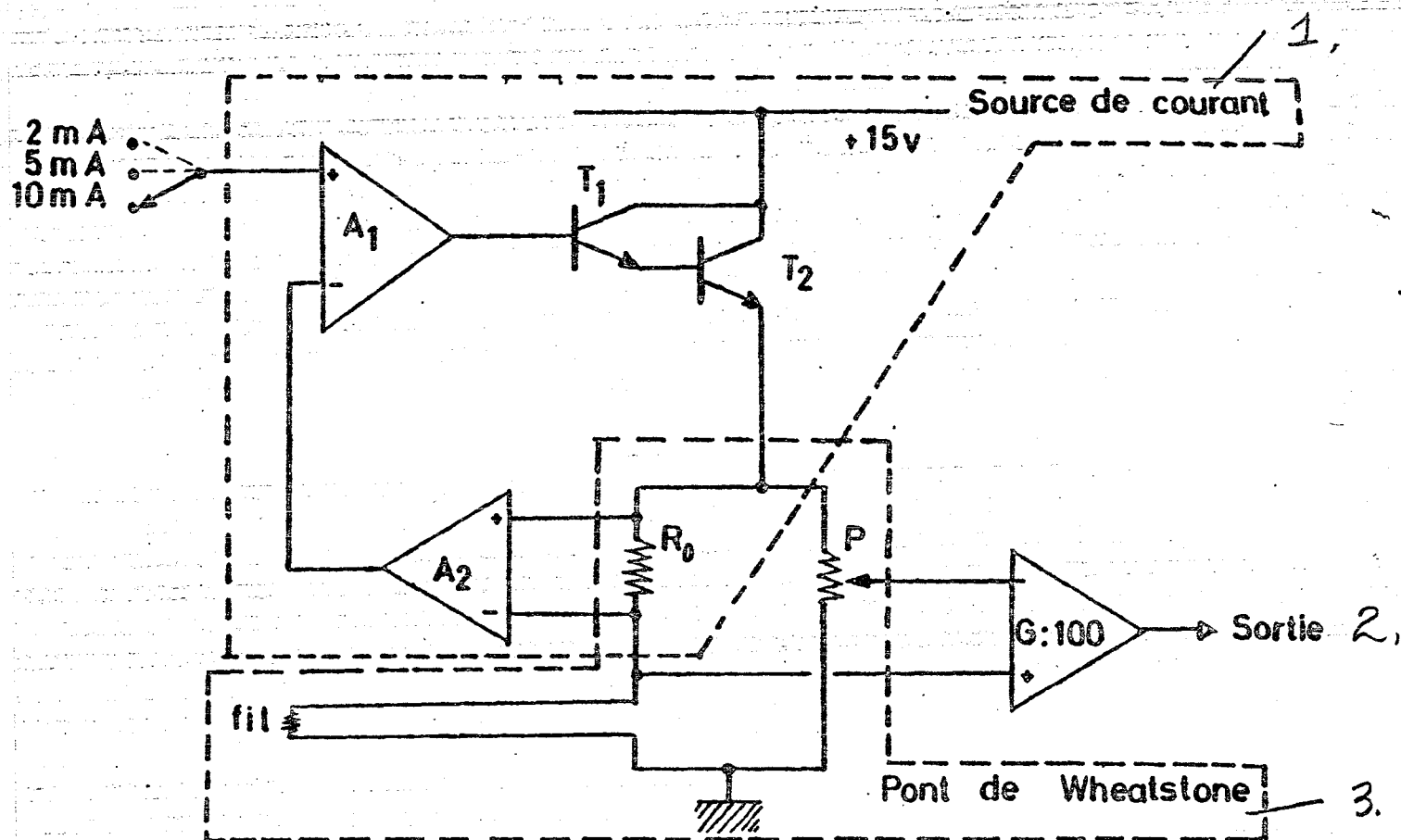


FIGURE 6 : LAYOUT OF POWER SUPPLY TO THERMORESISTIVE FILAMENTS

1. current source

2. output

3. Wheatstone bridge

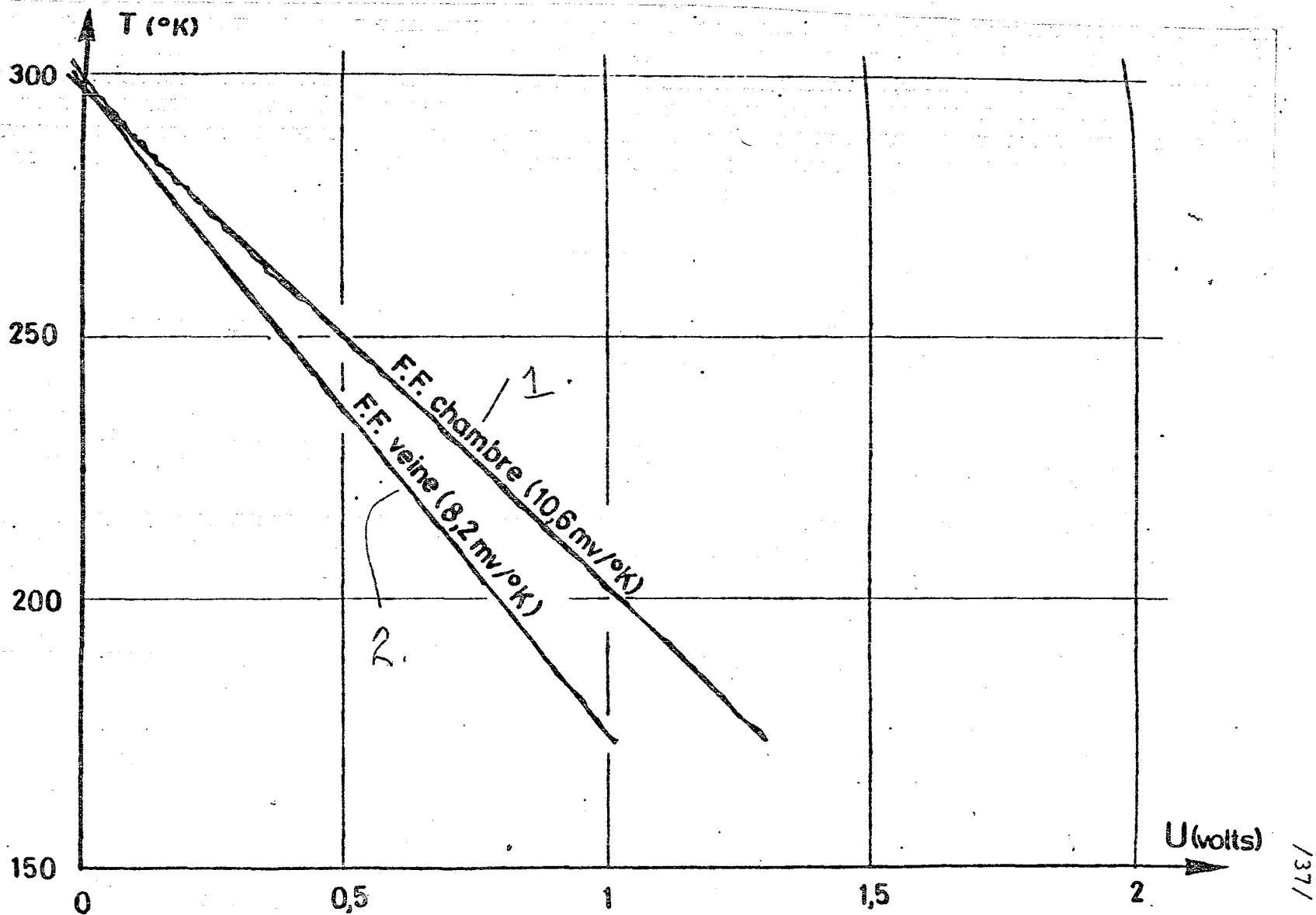


FIGURE 7 : CALIBRATION OF COLD FILAMENTS

1. plenum filament

2. test section airflow  
filament

/37/

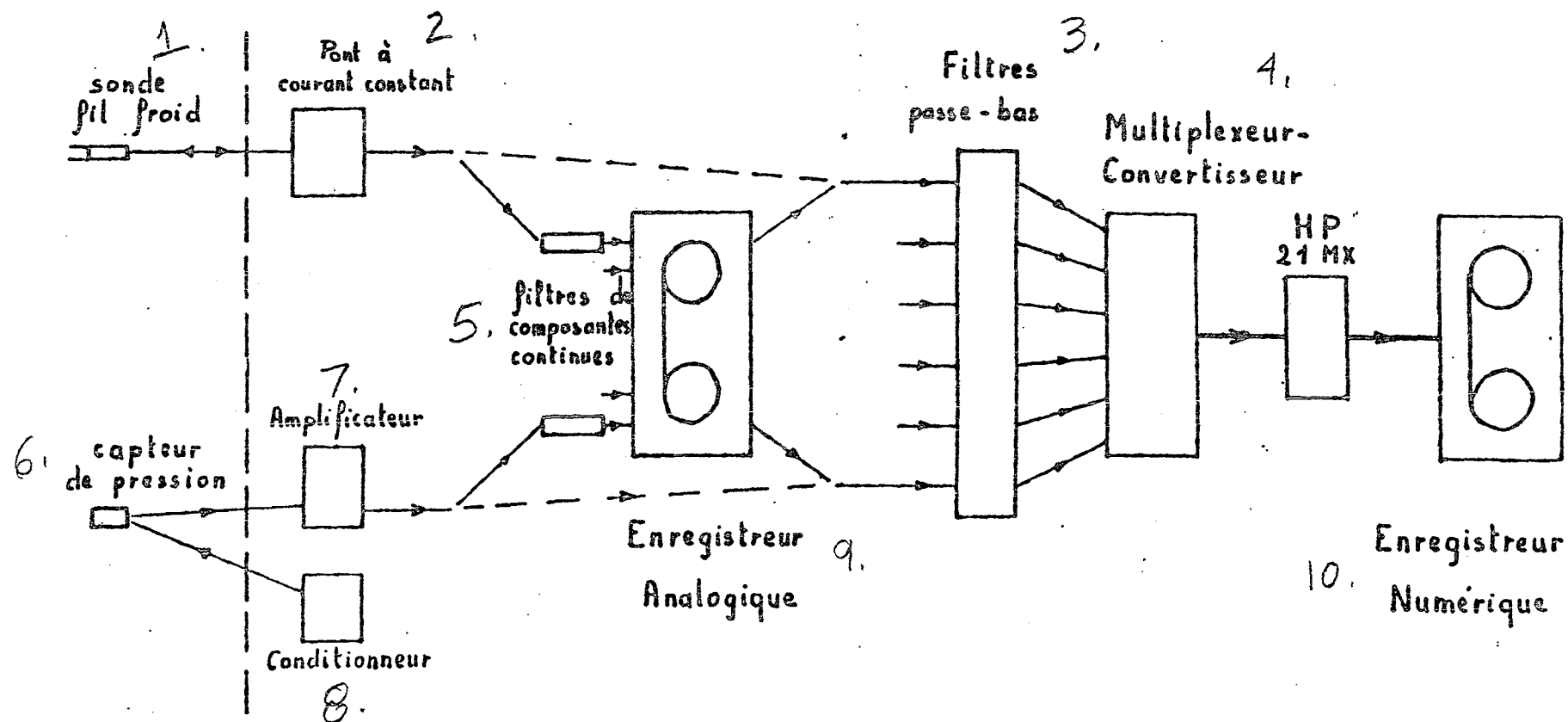


FIGURE 8 : MEASUREMENT CIRCUITRY

1. cold filament probe
2. constant current bridge
3. lowpass filters
4. multiplexer/converter

5. continuous components filters
6. pressure sensor
7. amplifier
8. conditioner

9. analog recorder
10. digital recorder

$$\begin{cases} \delta = P/P_o \\ \theta = T/T_o \end{cases} \quad \text{avec} \quad \begin{cases} P_o = 1,0132 \text{ bar} \\ T_o = 288 \text{ K} \end{cases}$$

Débit massique 2,

$$\frac{Q_m \sqrt{\theta}}{\delta} = \sqrt{\gamma} \cdot \frac{P_o}{R} \cdot S \cdot \frac{M}{(1+0,2 M^2)^3}$$

Débit volumique dans la veine - 3 .

$$\frac{Q_v}{\sqrt{\theta}} = \sqrt{\gamma R T_o} \cdot S \cdot \frac{M}{(1+0,2 M^2)^{1/2}}$$

4. Débit volumique dans le circuit retour ( $M_{local} < 1$ )

$$\frac{Q_{vol}}{\sqrt{\theta}} = \sqrt{\gamma R T_o} \cdot S \cdot \frac{M}{(1+0,2 M^2)^3}$$

5.  
veine de  $T'_3$  ( $100 \times 120 \text{ mm}^2$ )

M	0,3	0,4	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85	0,9	0,95	1
$\frac{Q_m \sqrt{\theta}}{\delta}$	1,40	1,79	2,13	2,27	2,40	2,51	2,61	2,68	2,75	2,79	2,83	2,84	2,85
$\frac{Q_v}{\sqrt{\theta}}$	1,19	1,58	1,96	2,15	2,33	2,51	2,68	2,86	3,03	3,19	3,35	3,52	3,67
$\frac{Q_{vol}}{\sqrt{\theta}}$	1,14	1,46	1,74	1,85	1,96	2,05	2,13	2,19	2,24	2,28	2,31	2,32	2,33

FIGURE 9 : MASS AND VOLUME OUTPUTS IN THE T'3 WIND TUNNEL AS A FUNCTION OF MACH NUMBER IN THE TEST SECTION AIRFLOW (REDUCED TO STANDARD CONDITIONS)

1. with
2. mass output
3. test section volume output
4. volume output in the return loop
5. test section airflow in T'3

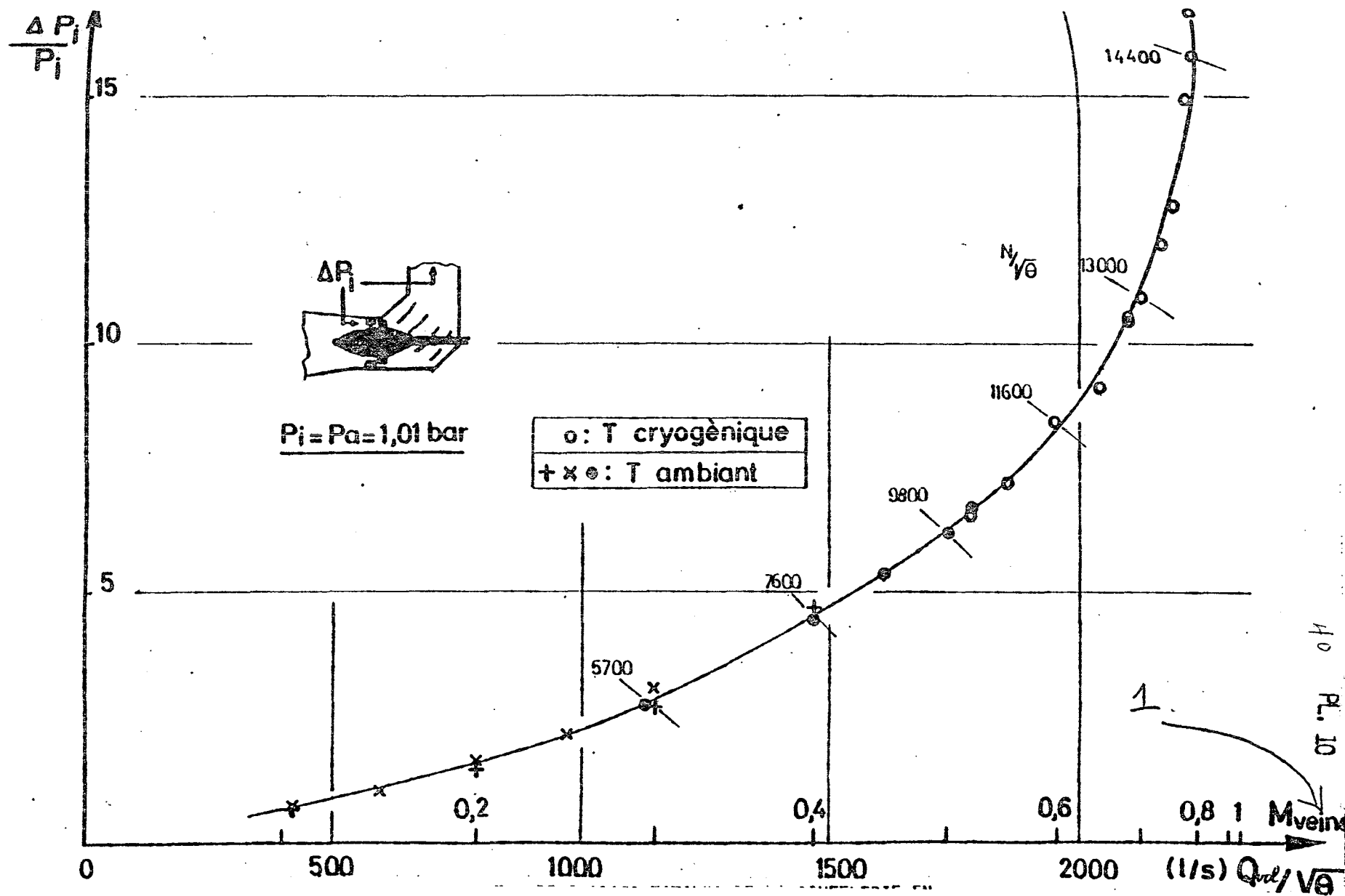


FIGURE 10 : TOTAL LOAD LOSSES OF THE WIND TUNNEL AS A FUNCTION OF MACH NUMBER

1. test section airflow

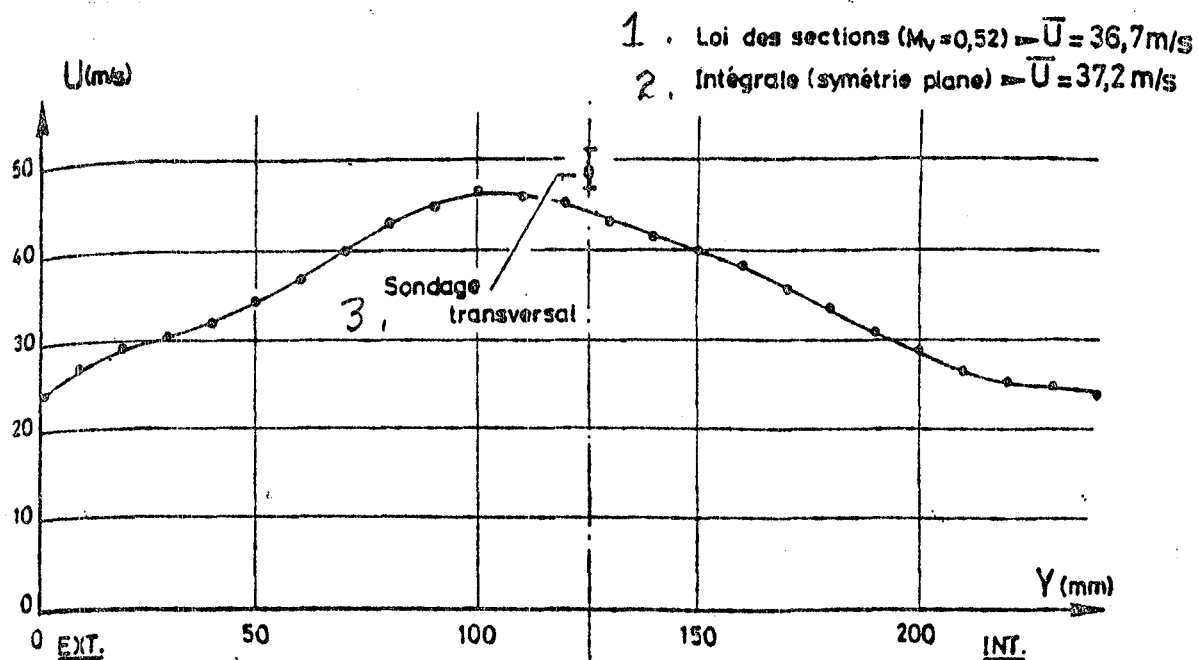


FIGURE 11 : VELOCITY PROFILE BETWEEN ELBOWS 1 AND 2 OF THE T'3 LOOP

1. law of sections
2. integral (plane symmetry)
3. transverse probe

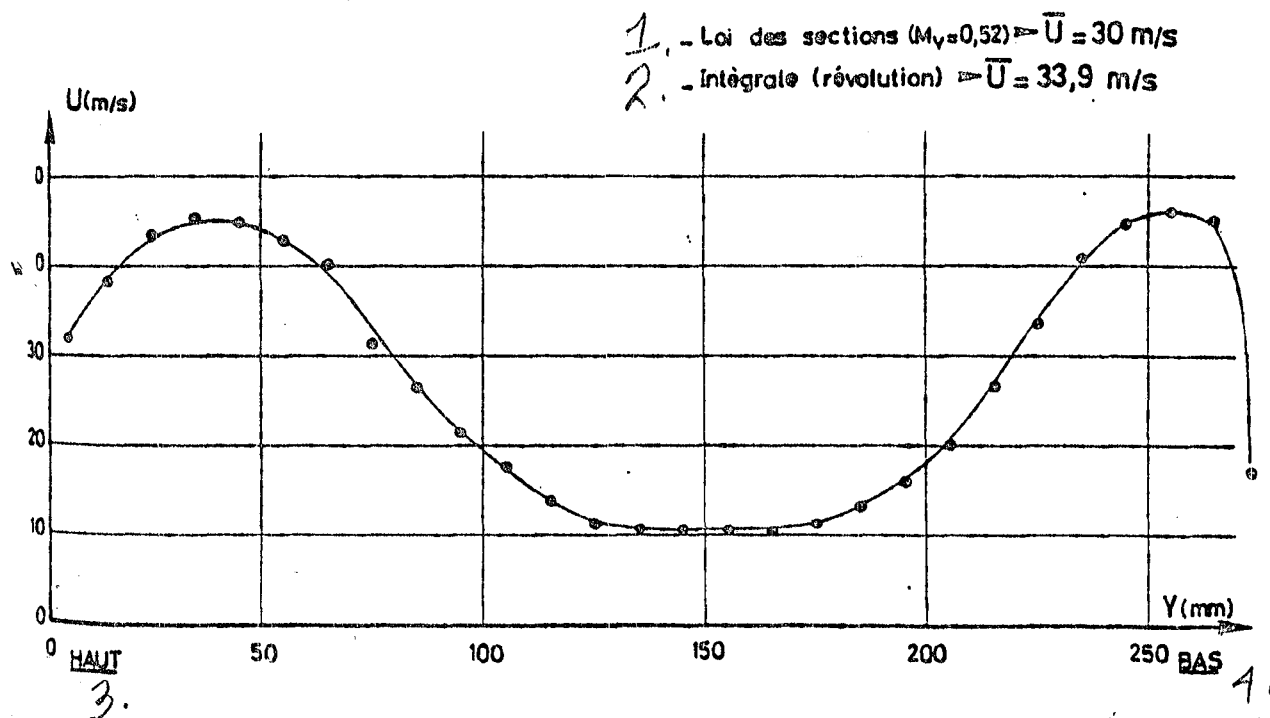


FIGURE 12 : DISTRIBUTION OF VELOCITIES DOWNSTREAM OF THE BLOWER

1. law of sections
2. integral (revolution)
3. high
4. low

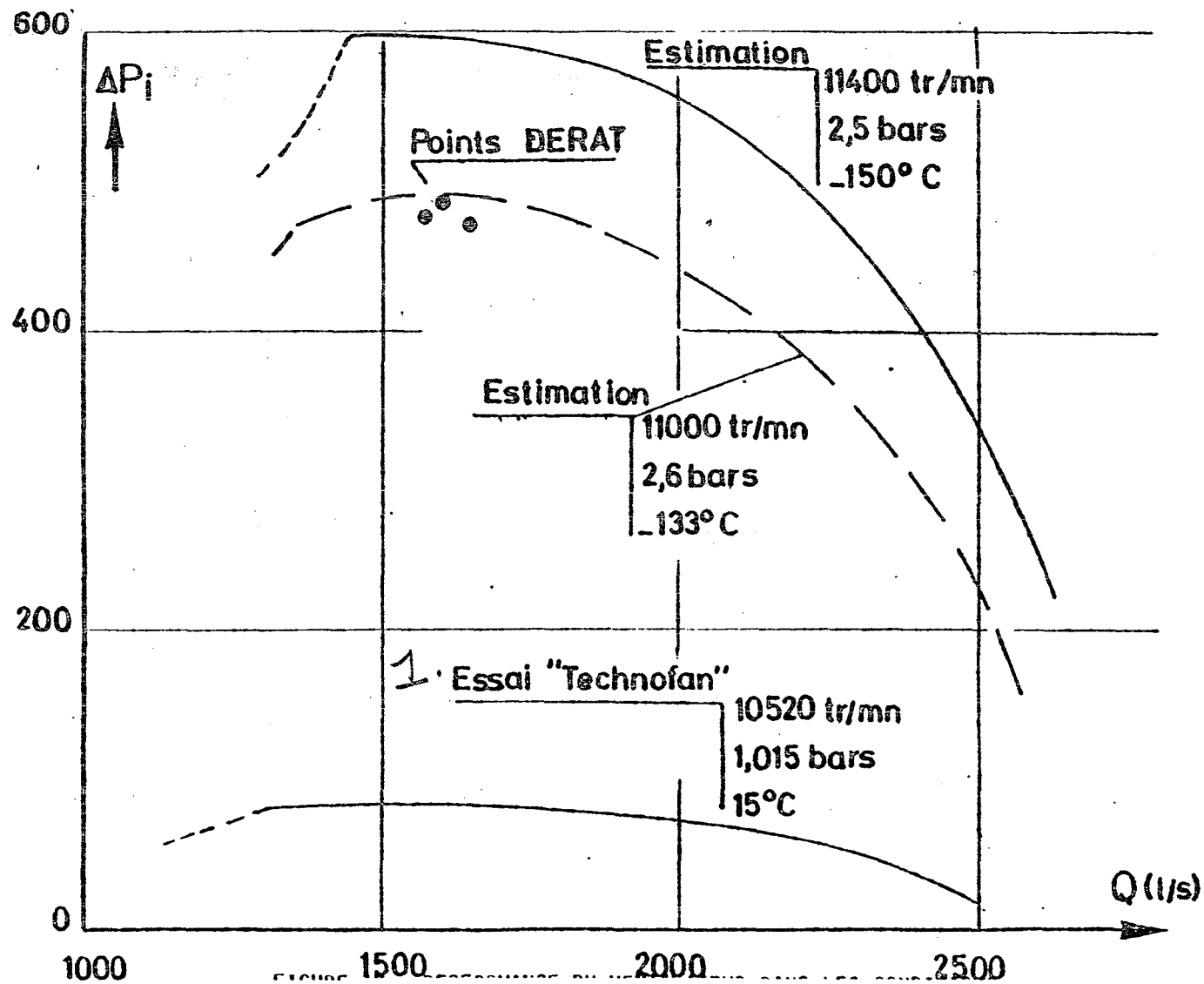


FIGURE 13 : BLOWER PERFORMANCE UNDER NOMINAL USE CONDITIONS

1. "Technofan" test

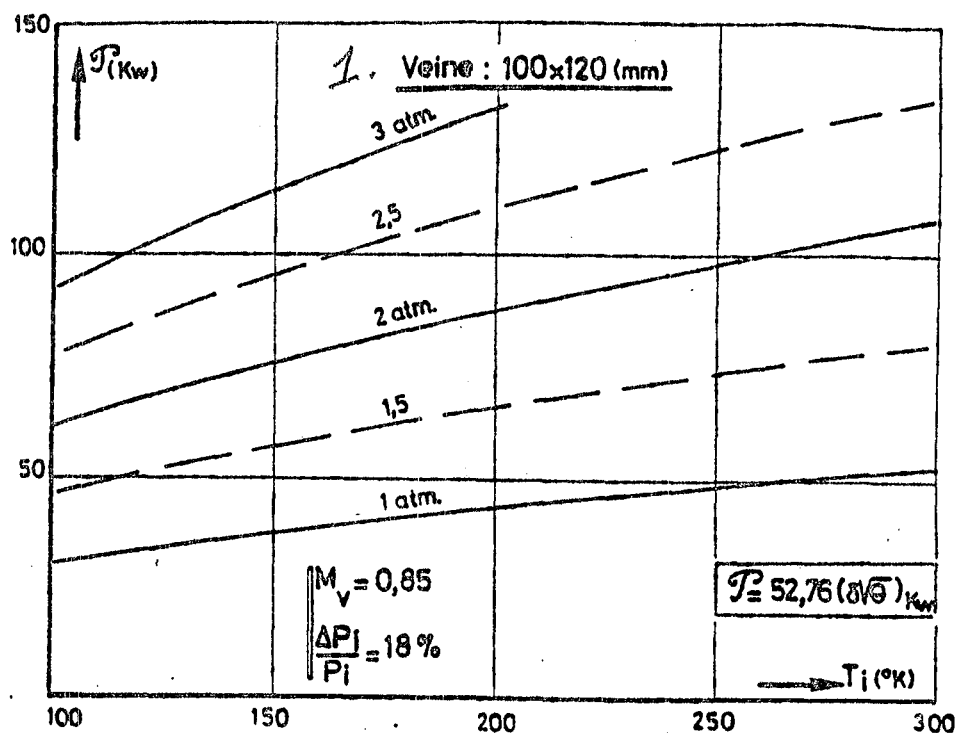


FIGURE 14 : POWER NECESSARY TO OVERCOME LOAD LOSSES IN THE LOOP AT  
 $M = 0.85$  AS A FUNCTION OF PRESSURE AND TEMPERATURE  
 1. test section airflow

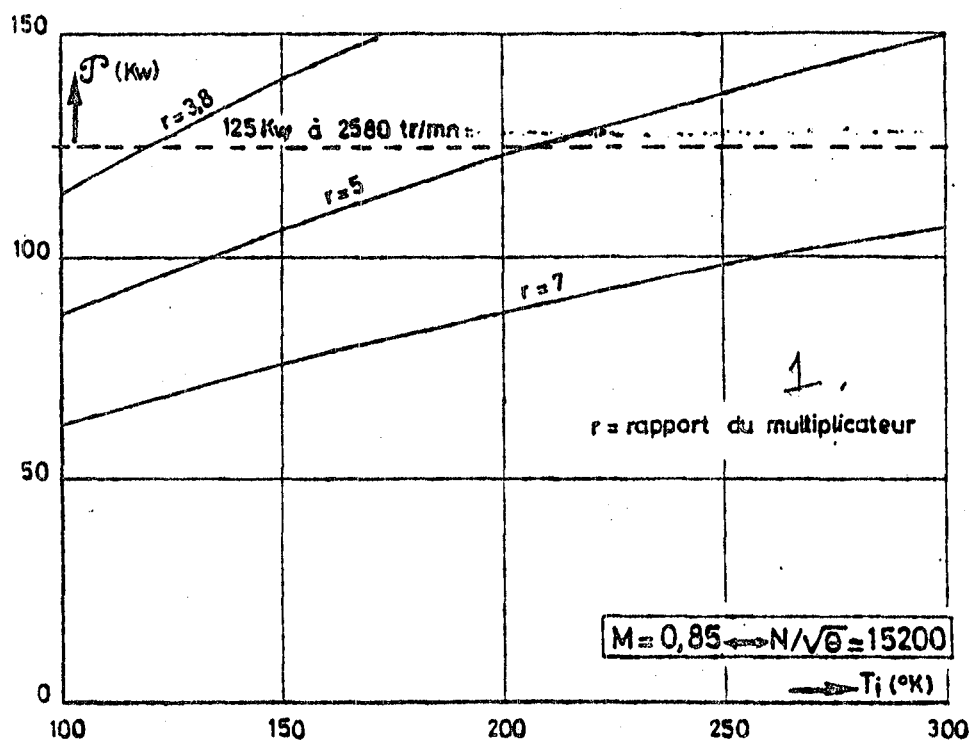


FIGURE 15 : THEORETICAL AVAILABLE MOTOR POWER AS A FUNCTION OF  
 TEMPERATURE AT A BLOWER ROTATION RATE AT WHICH TEST  
 SECTION MACH NUMBER IS EQUAL TO 0.85  
 1. step-up ratio



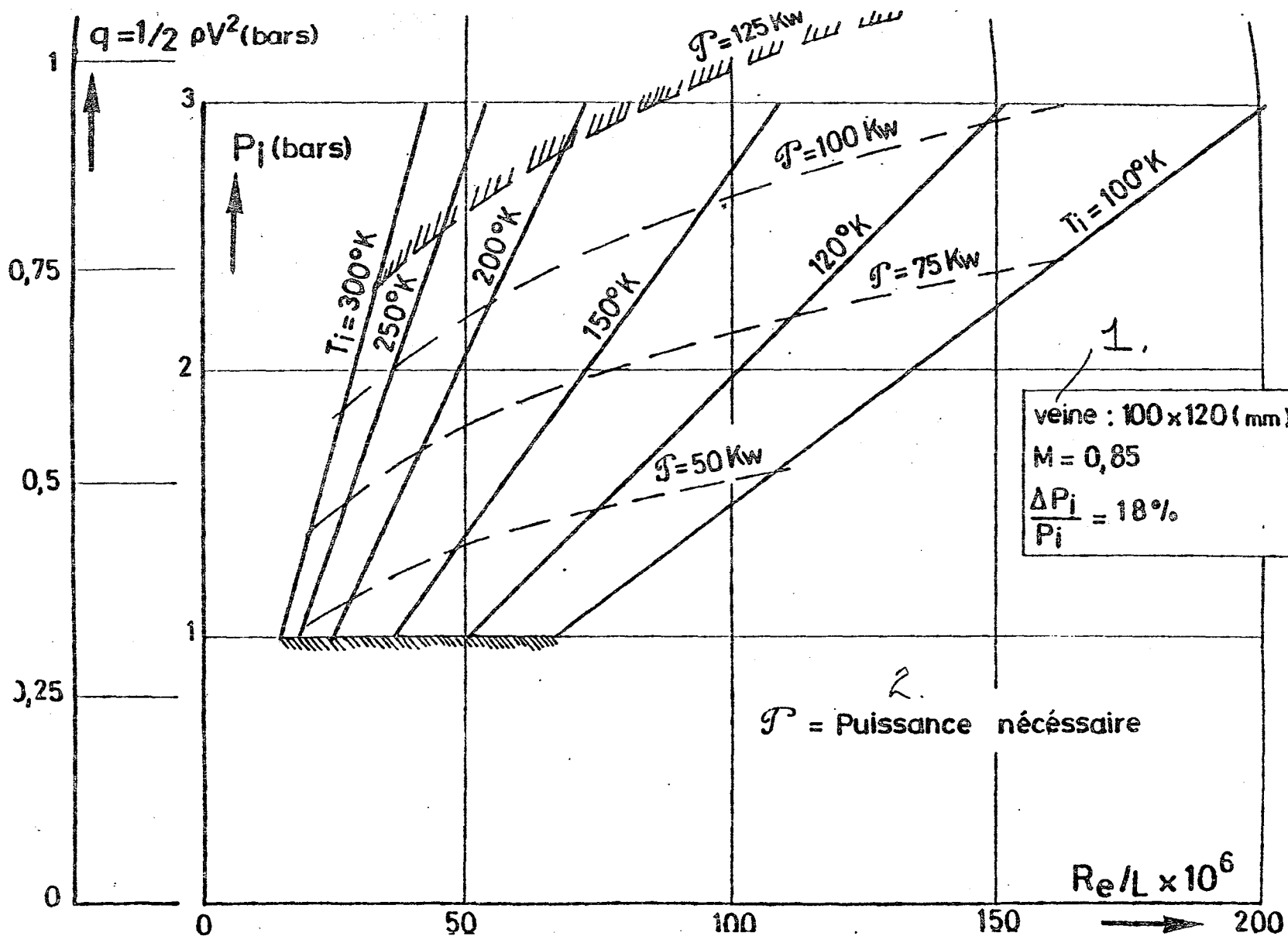


FIGURE 16: UNITARY REYNOLDS NUMBER AS A FUNCTION OF PRESSURE AND TEMPERATURE

1. test section airflow

2. necessary power

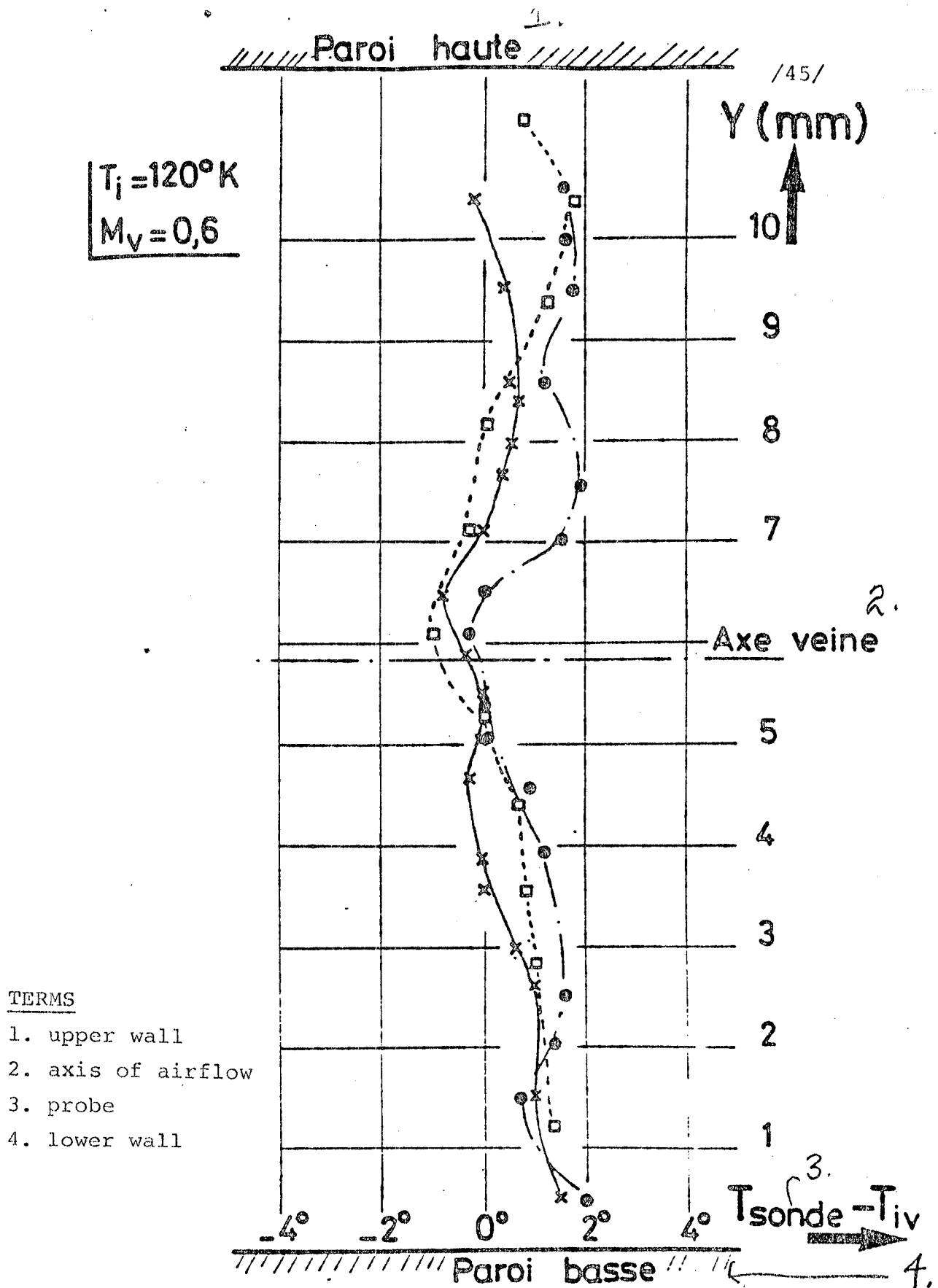


FIGURE 17: VERTICAL TEMPERATURE GRADIENT IN THE TEST SECTION AIRFLOW

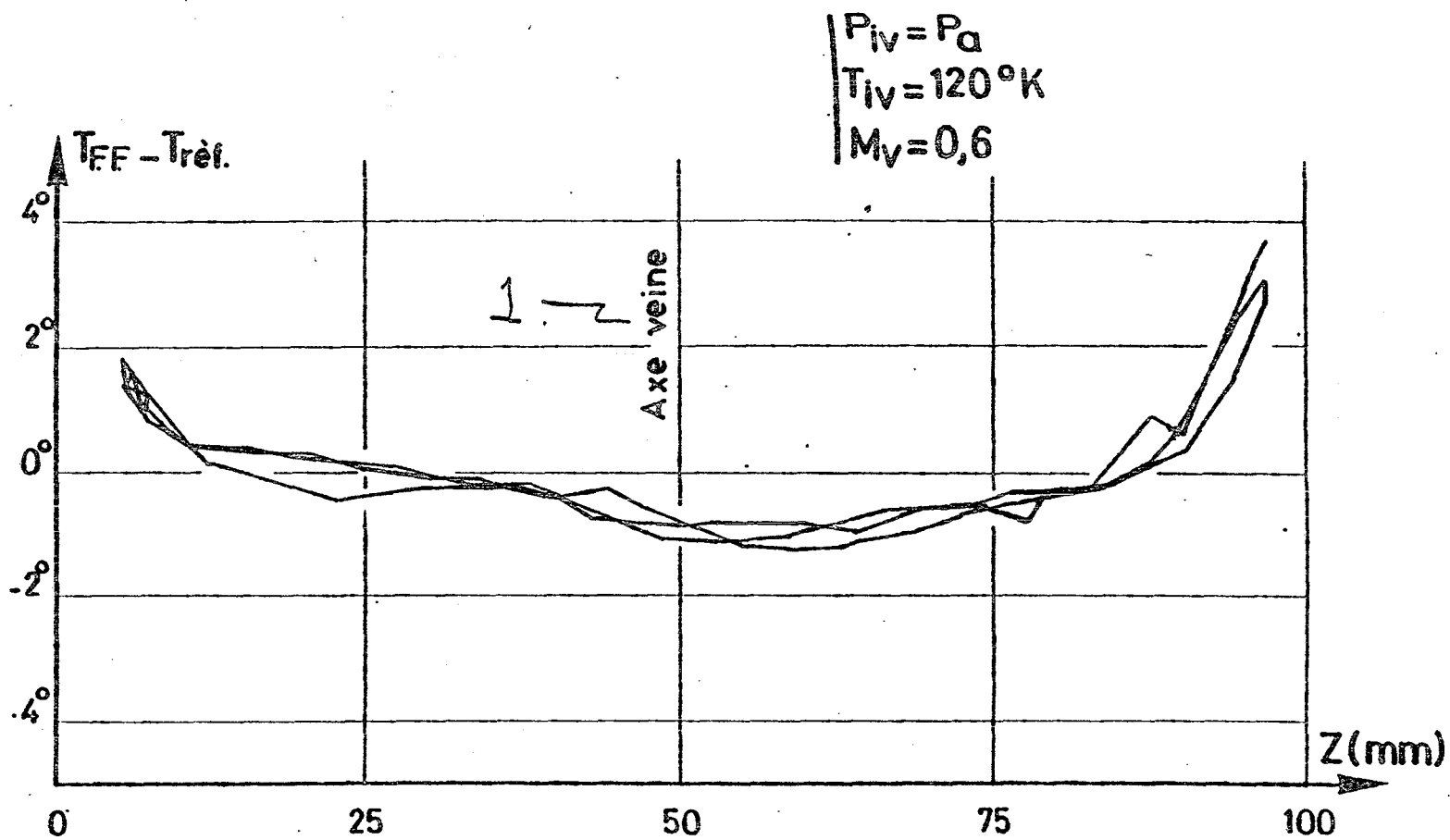


FIGURE 18 : HORIZONTAL TEMPERATURE GRADIENT IN THE TEST SECTION AIRFLOW

1. airflow axis

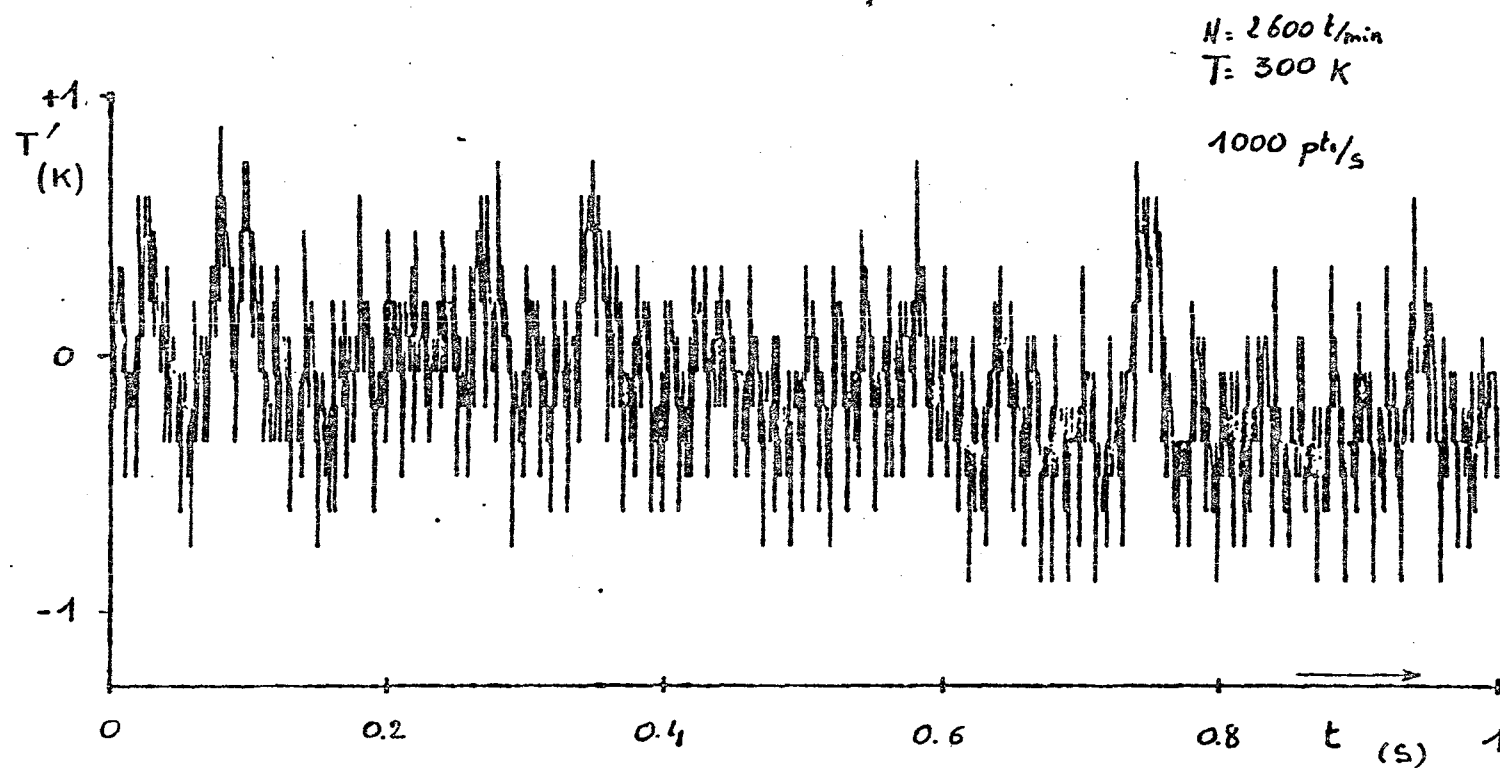


FIGURE 19 : RAW SIGNAL DELIVERED BY THE COLD FILAMENT ( $5 \mu\text{m}$ )

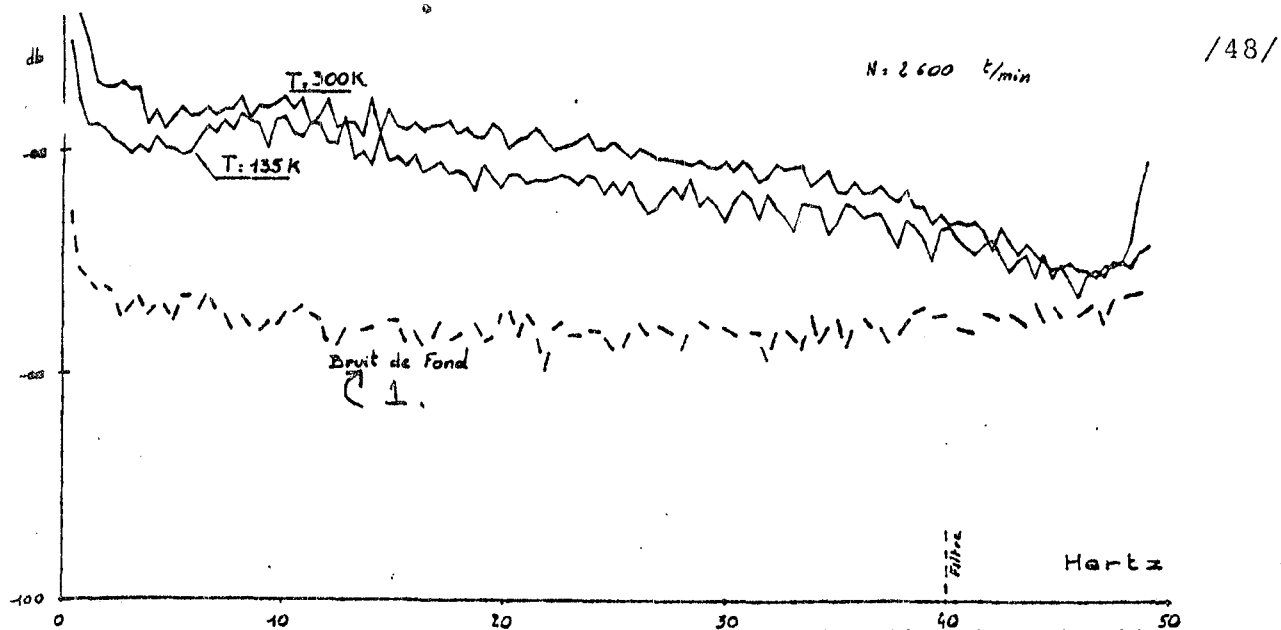


FIGURE 20 : COMPARISON OF TEMPERATURE FLUCTUATIONS IN THE PLENUM CHAMBER UNDER CRYOGENIC AND AMBIENT TEMPERATURE (50 Hz)

1. background noise

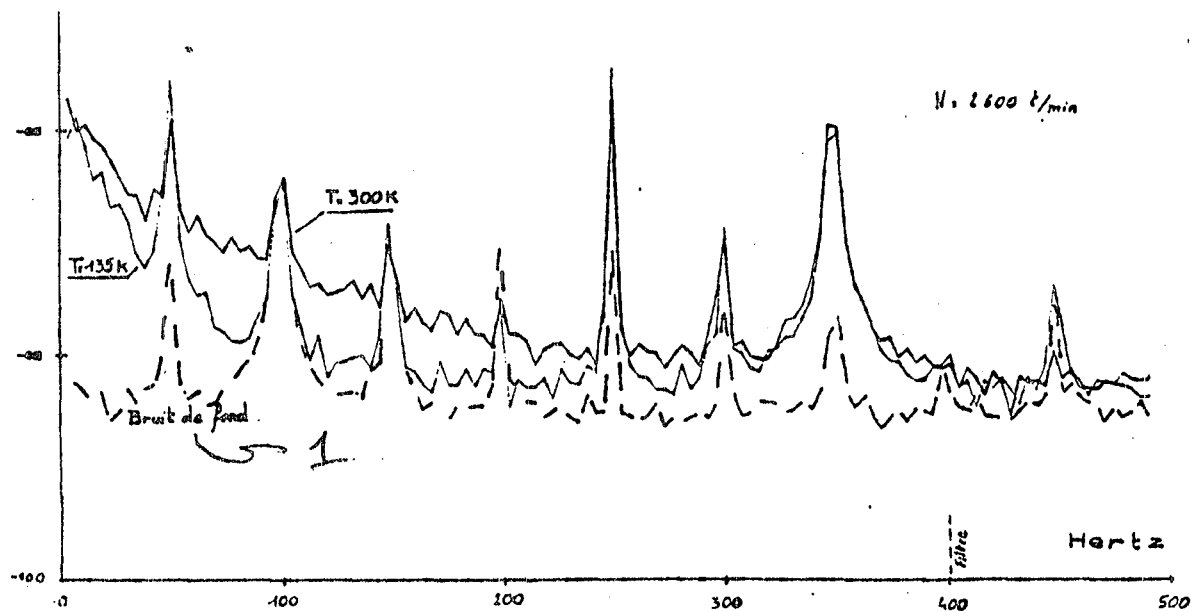


FIGURE 21 : COMPARISON OF FLUCTUATIONS OF TEMPERATURE IN THE PLENUM CHAMBER

1. background noise

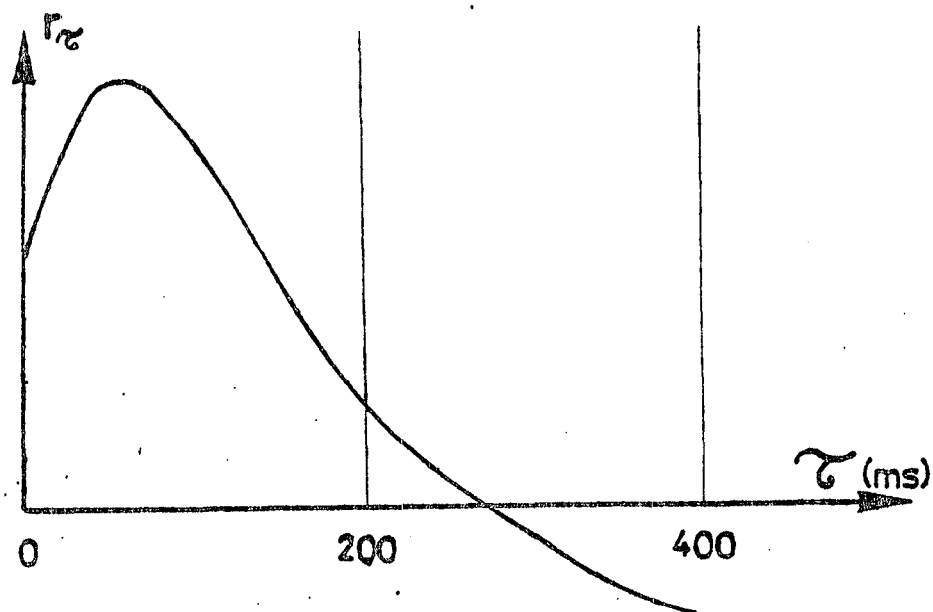


FIGURE 23 : COEFFICIENT OF CORRELATION OF THE TWO SIGNALS AS A  
FUNCTION OF TIME DISPLACEMENT

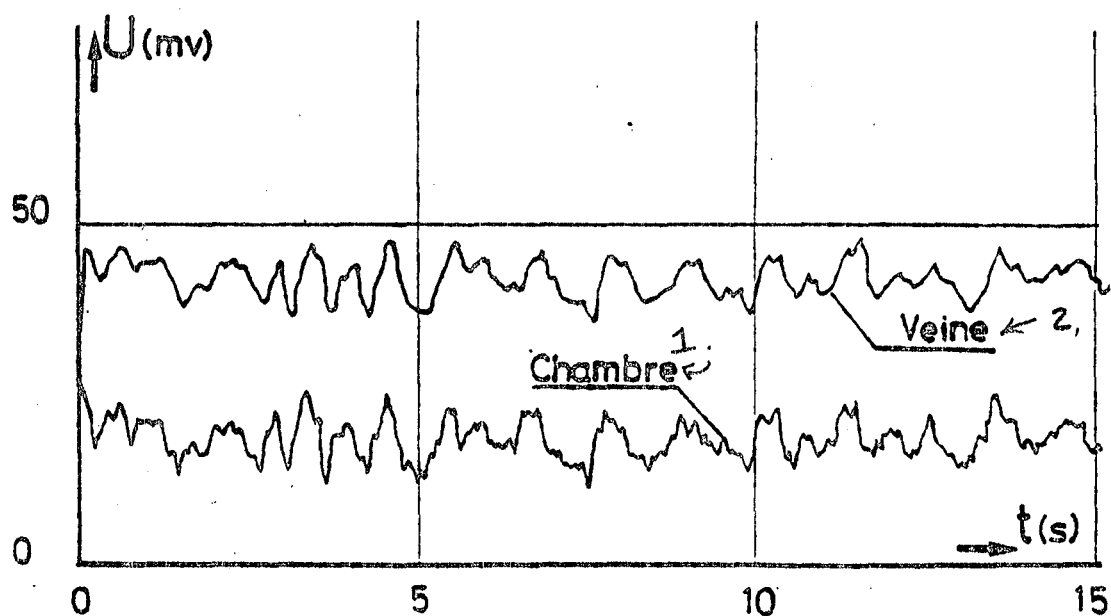


FIGURE 22 : RAW SIGNALS DELIVERED BY THE COLD FILAMENTS (9 m)  
IN THE PLENUM CHAMBER AND THE TEST SECTION AIRFLOW

1. plenum
2. airflow

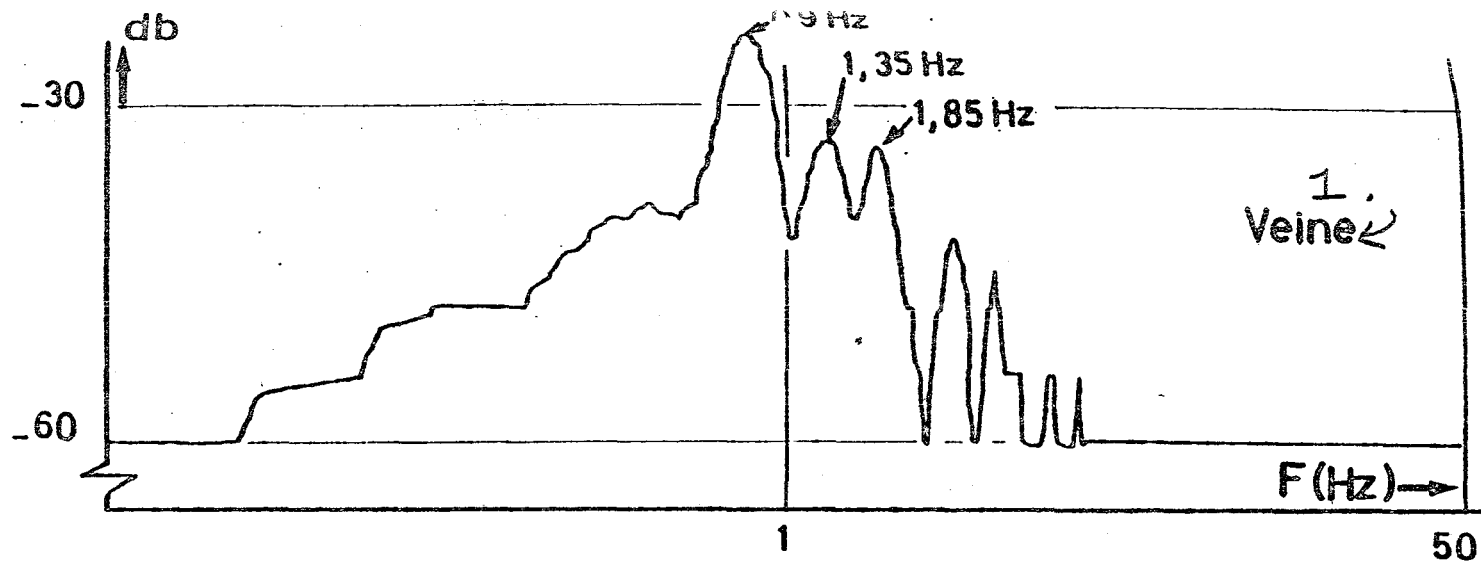


FIGURE 24: TEMPERATURE FLUCTUATION SPECTRUM IN THE TEST SECTION AIRFLOW  
1. airflow

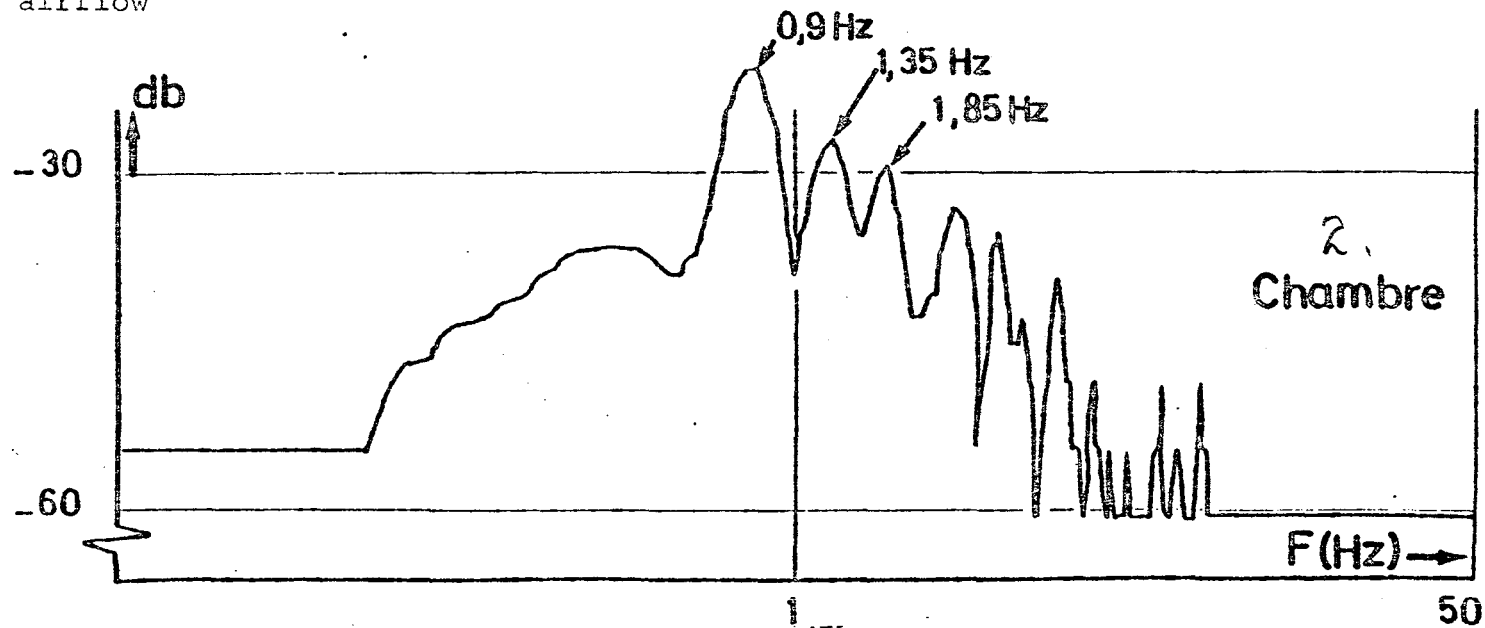


FIGURE 25: TEMPERATURE FLUCTUATION SPECTRUM IN THE PLENUM CHAMBER  
1. plenum

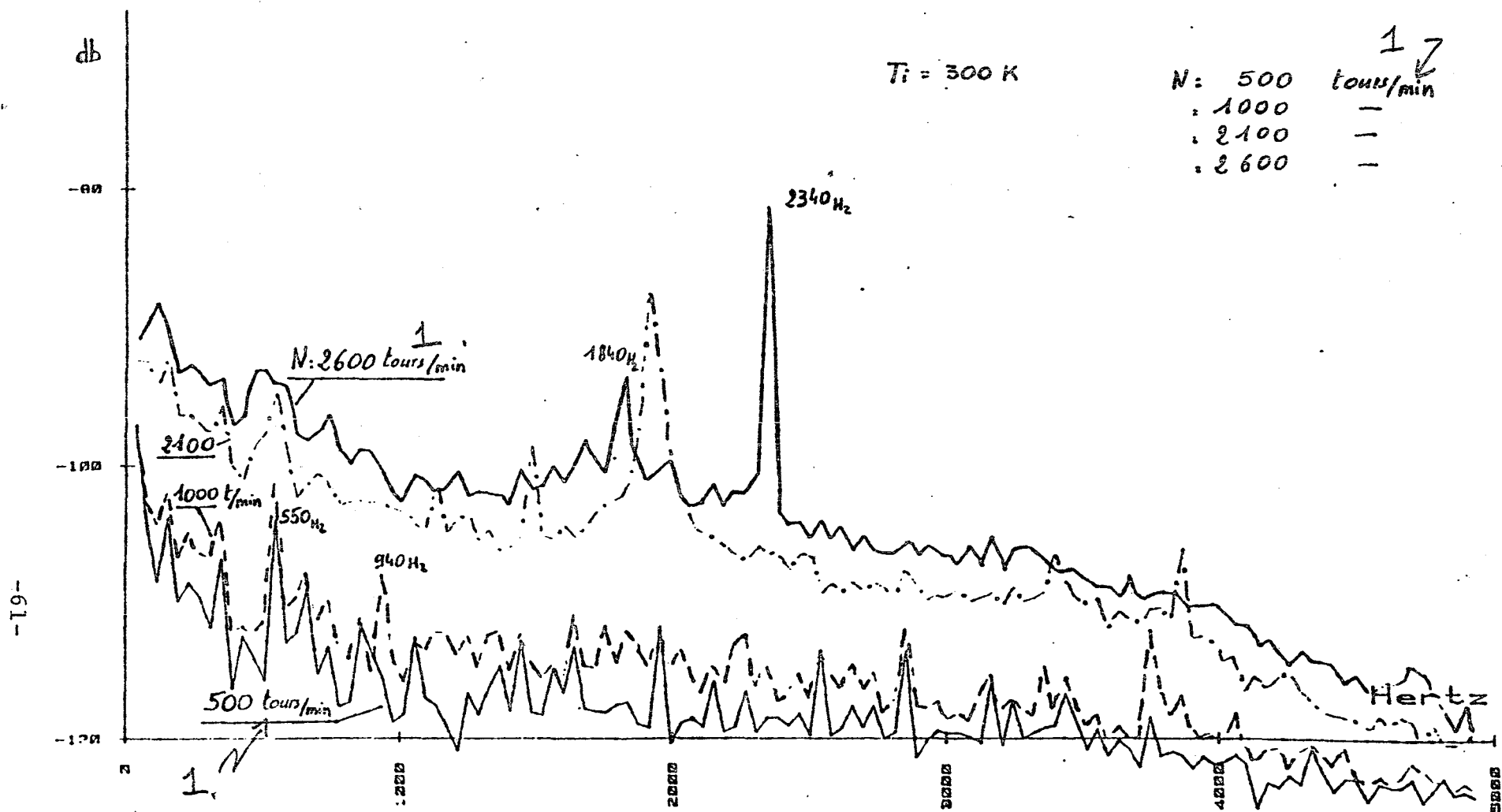


FIGURE 26: PRESSURE FLUCTUATIONS FOR FOUR BLOWER ROTATION RATES  
1. rpm



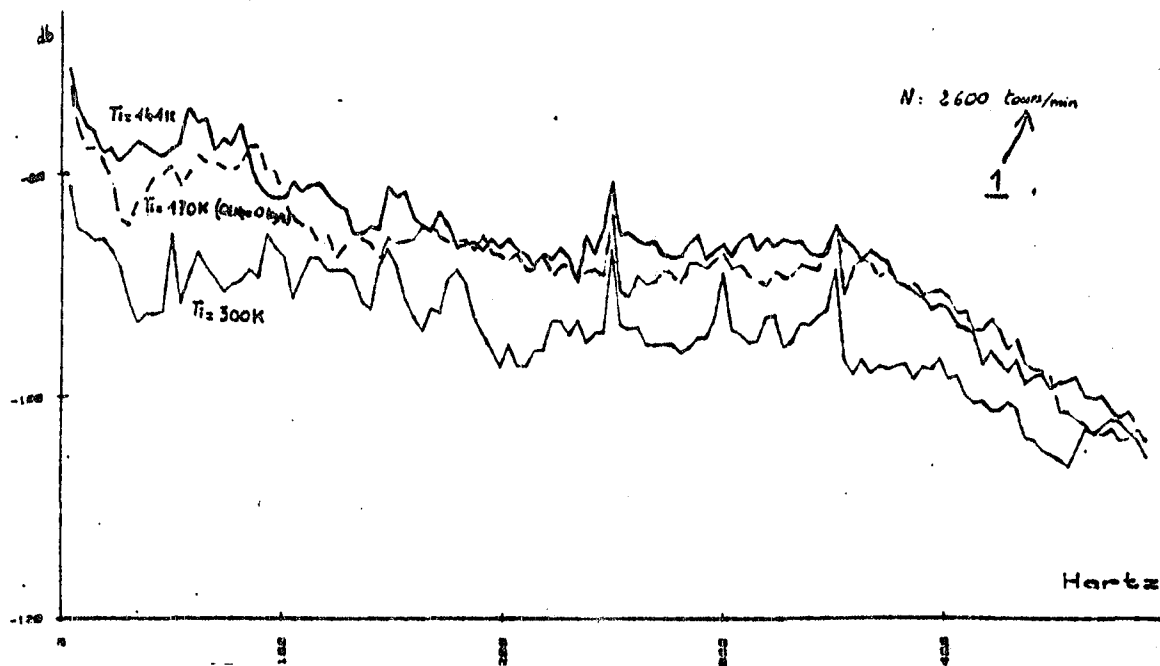


FIGURE 27: COMPARISON OF PRESSURE FLUCTUATIONS IN THE TEST SECTION  
AIRFLOW AT CRYOGENIC AND AMBIENT TEMPERATURES (500 Hz)  
1. rpm

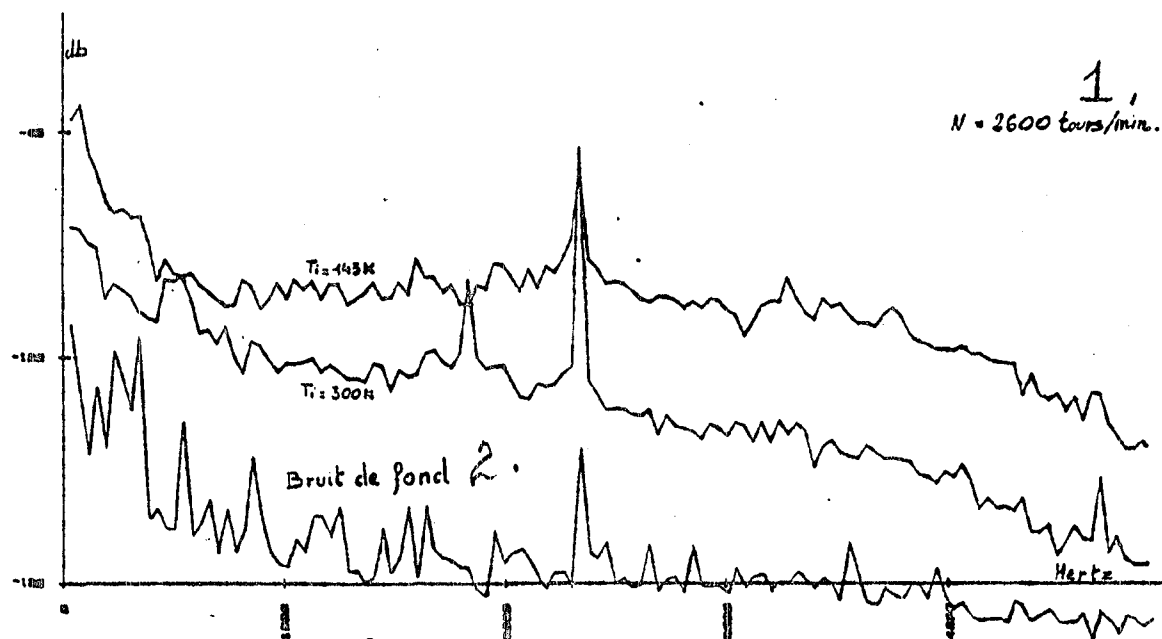


FIGURE 28: COMPARISON OF PRESSURE FLUCTUATIONS IN THE TEST SECTION  
AIRFLOW (5000 Hz)

1. rpm
2. background noise

FIGURE 29: DIFFERENT GRADIENTS ENVISAGED

FIG. 29 : DIFFERENTS GRADIENTS ENVISAGES

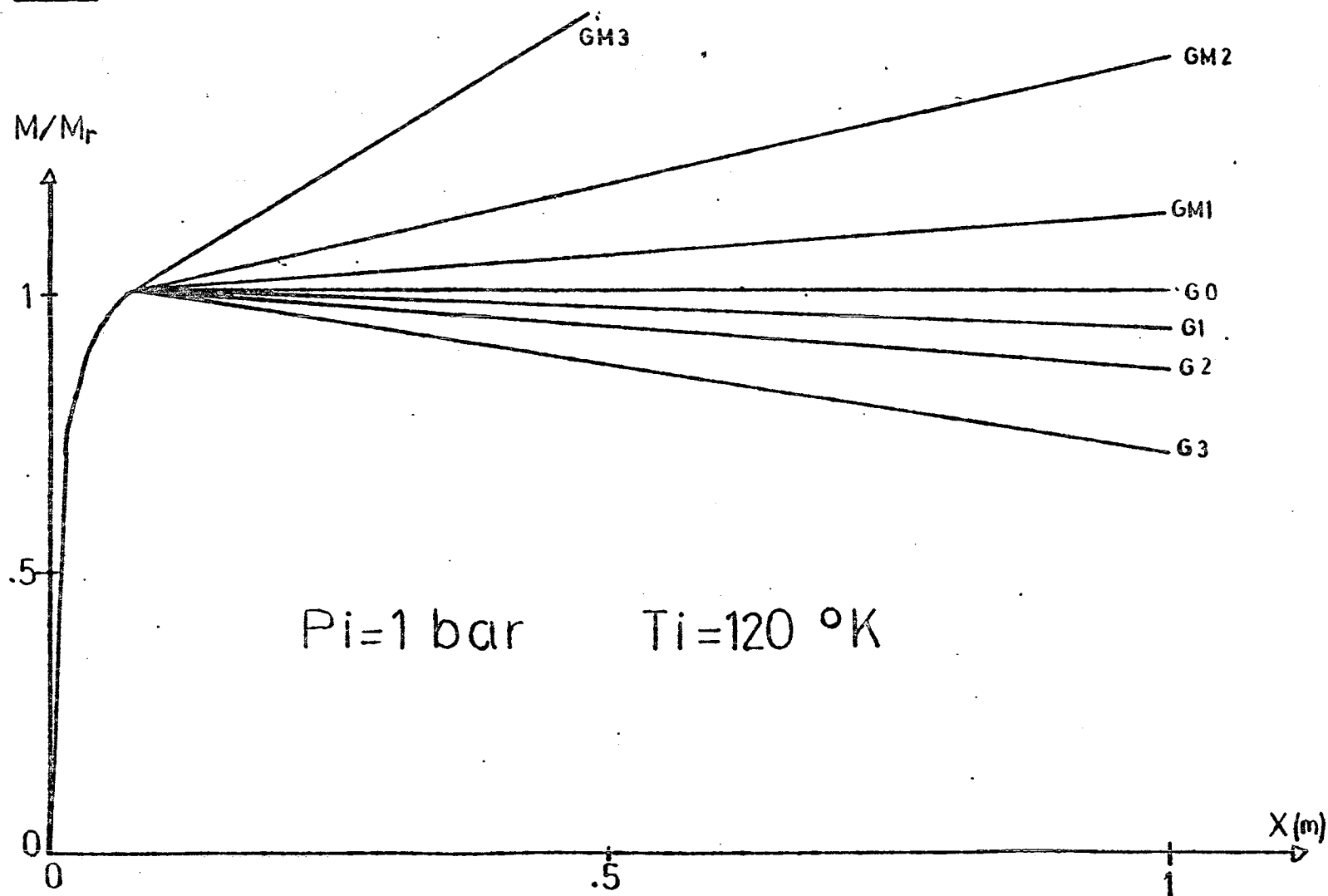


FIGURE 30: EVOLUTION OF  $\delta_1$  AND  $\delta_2$  AS A  
FUNCTION OF  $X$  FOR DIFFERENT CASES  
IN THE LAMINAR REGIME  $M_r = .7$

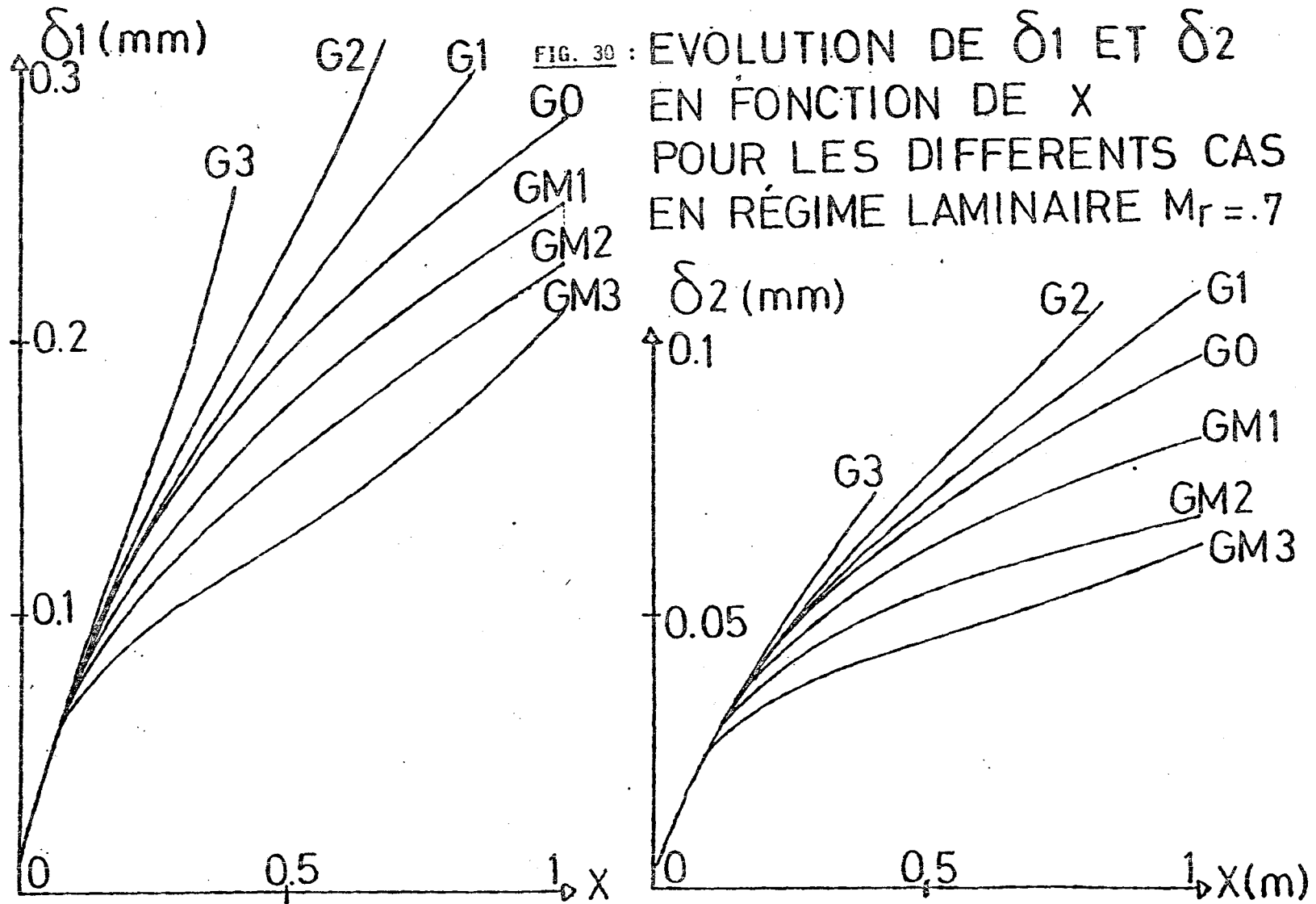


FIGURE 31: EVOLUTION OF  $C_f$  AND  $H$  AS A FUNCTION OF  $X$  FOR DIFFERENT CASES IN THE LAMINAR REGIME  $M_r = .7$

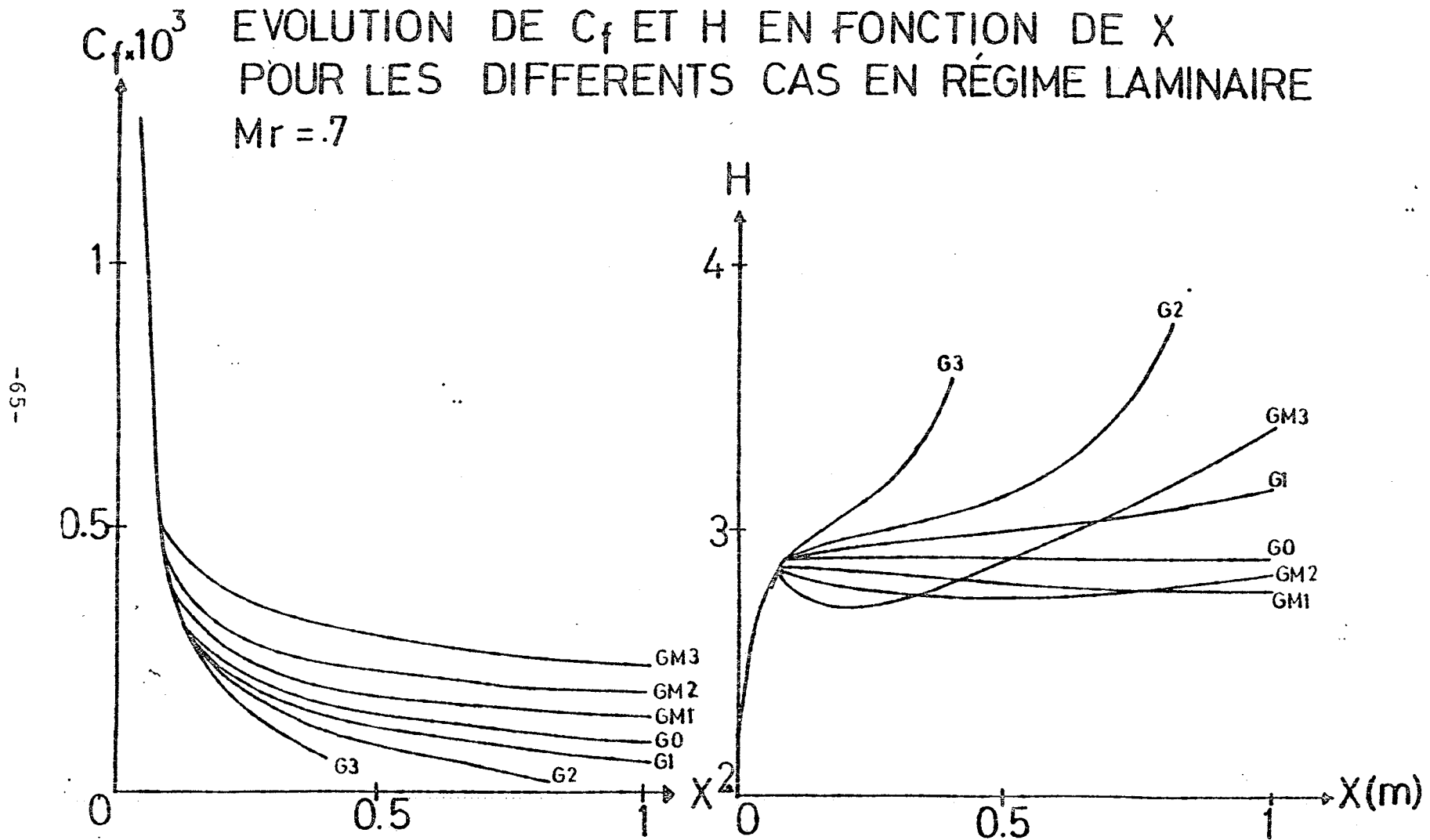


FIGURE 32: . EVOLUTION OF  $\delta_1$  AND  $\delta_2$  AS A FUNCTION OF X FOR DIFFERENT CASES IN THE TURBULENT REGIME

FIG. 32 :

EVOLUTION DE  $\delta_1$  ET  $\delta_2$  EN FONCTION DE X  
POUR LES DIFFÉRENTS CAS EN REGIME TURBULENT

$M_r = 0,7$

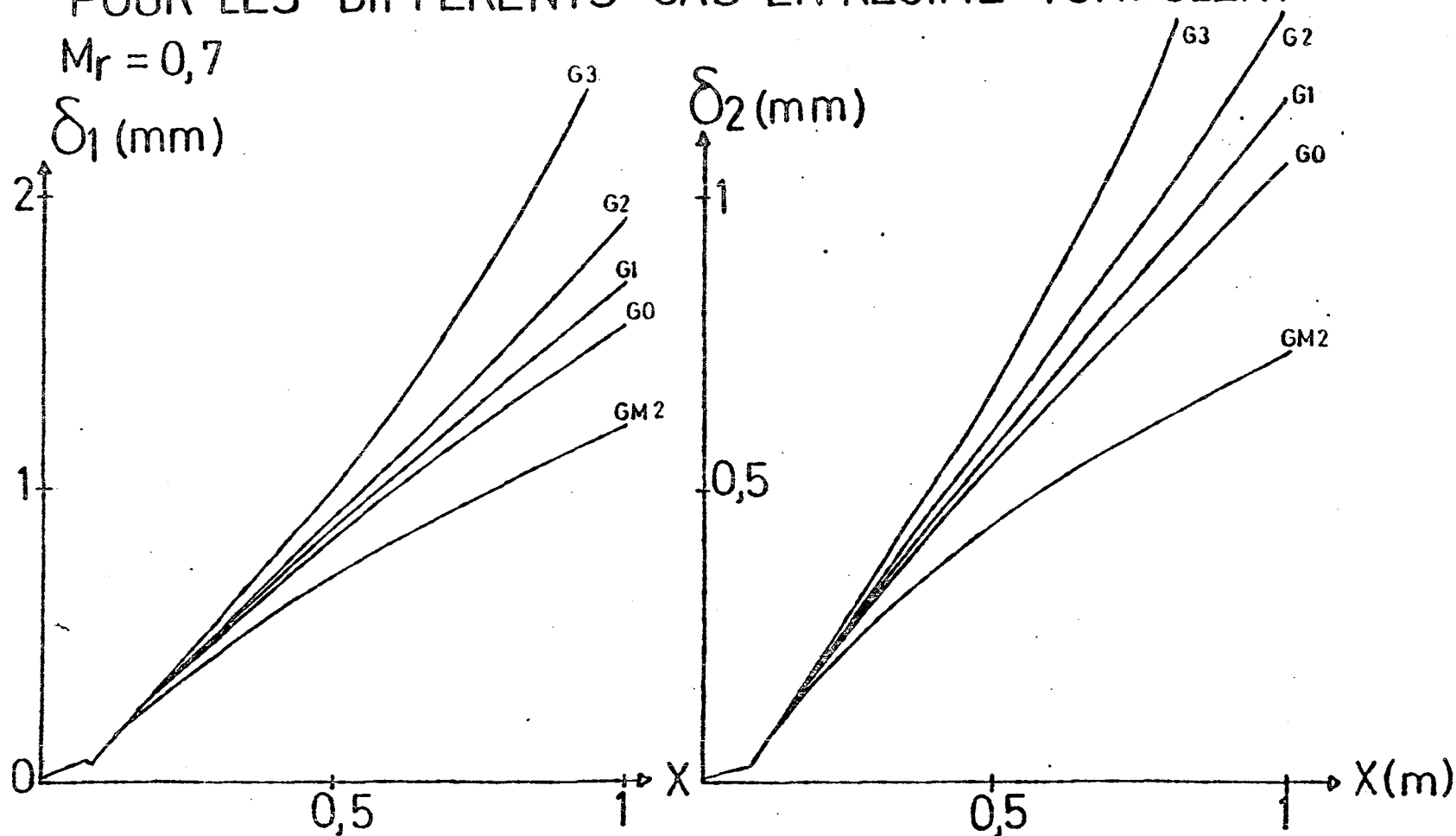


FIGURE 33: EVOLUTION OF  $H$  AND  $C_f$  AS A FUNCTION OF  $X$  FOR DIFFERENT CASES IN THE TURBULENT REGIME

EVOLUTION DE  $H$  ET  $C_f$  EN FONCTION DE  $X$   
POUR LES DIFFERENTS CAS EN RÉGIME TURBULENT

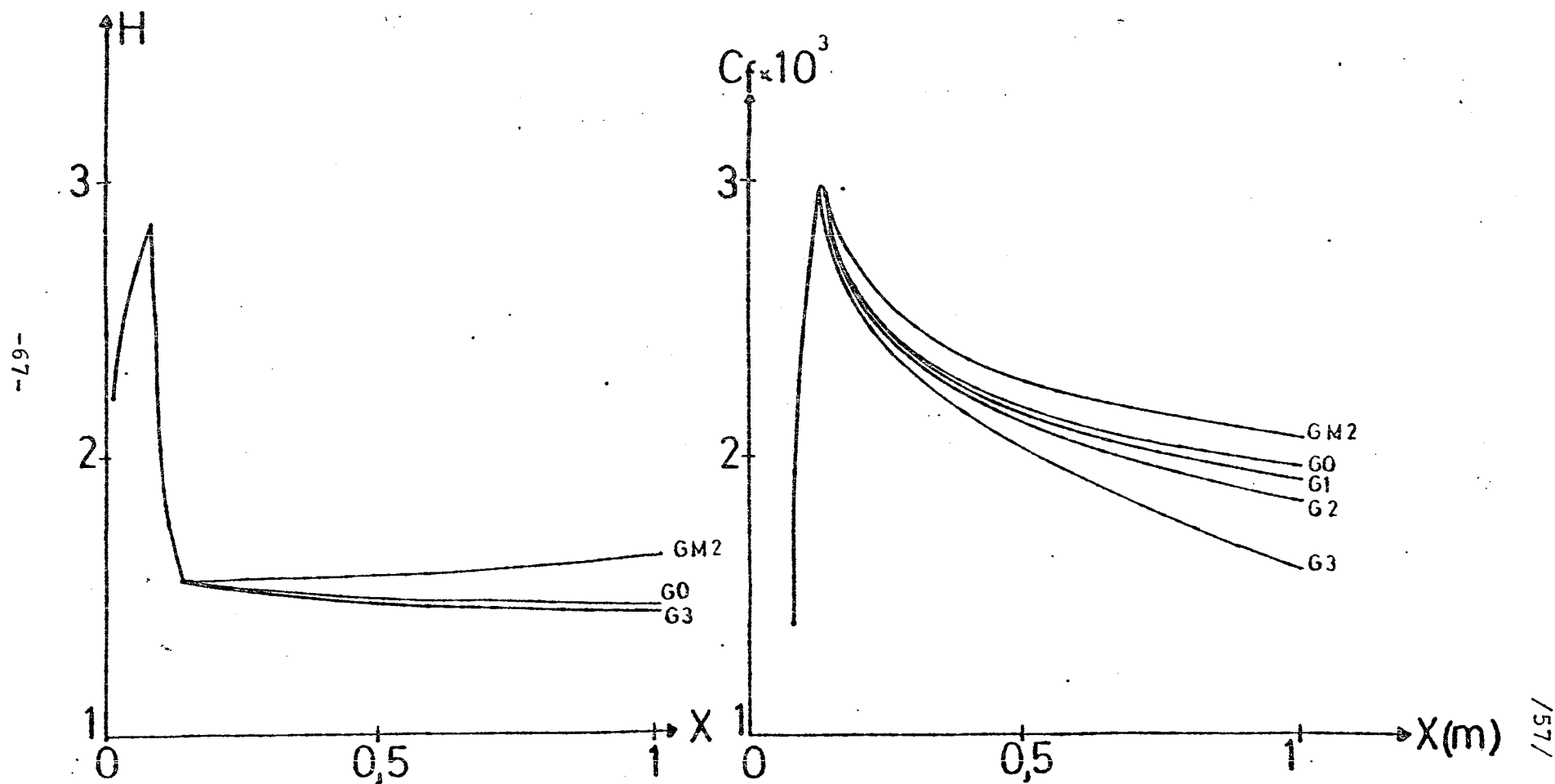


FIGURE 34: LAMINAR  $M_r = .7$

/58/

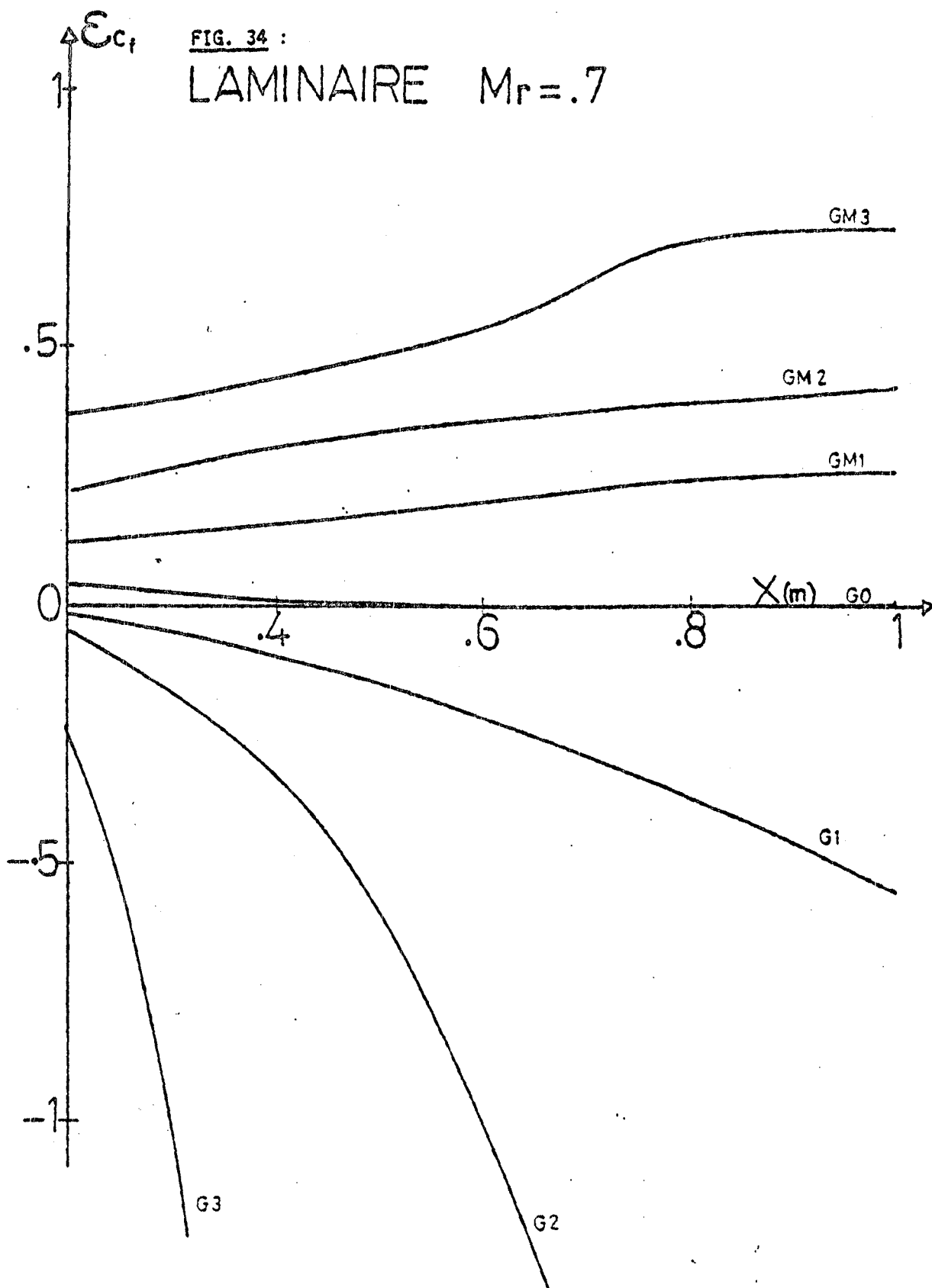


FIGURE 35:

TURBULENT

$M_r = .7$

FIG. 35 :

TURBULENT

$M_r = .7$

-69-

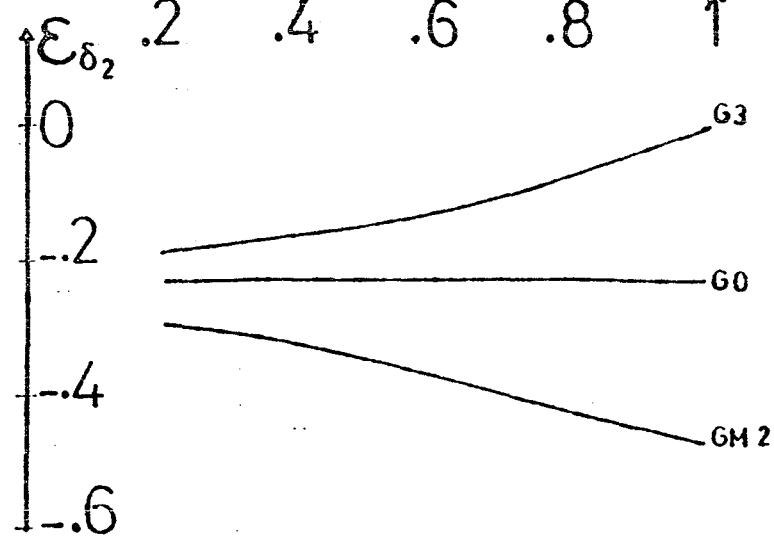
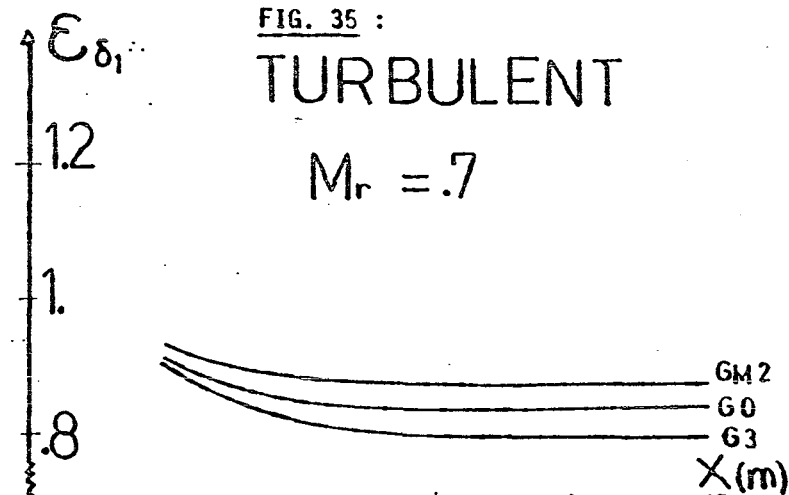
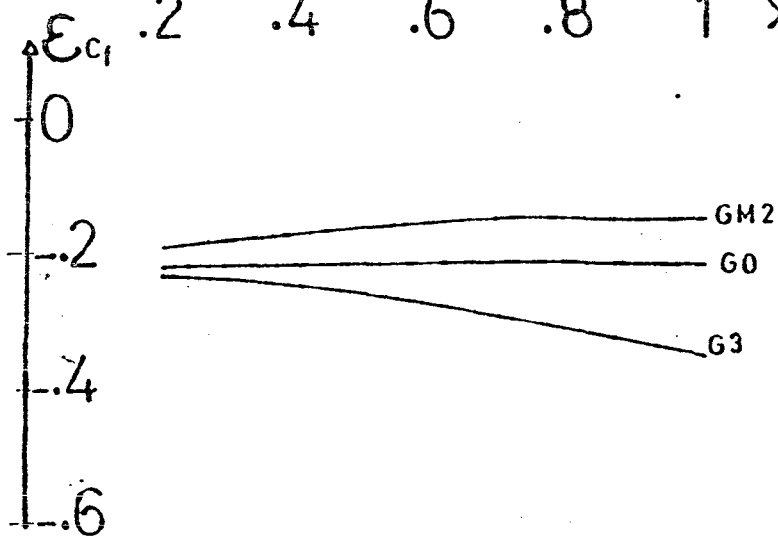
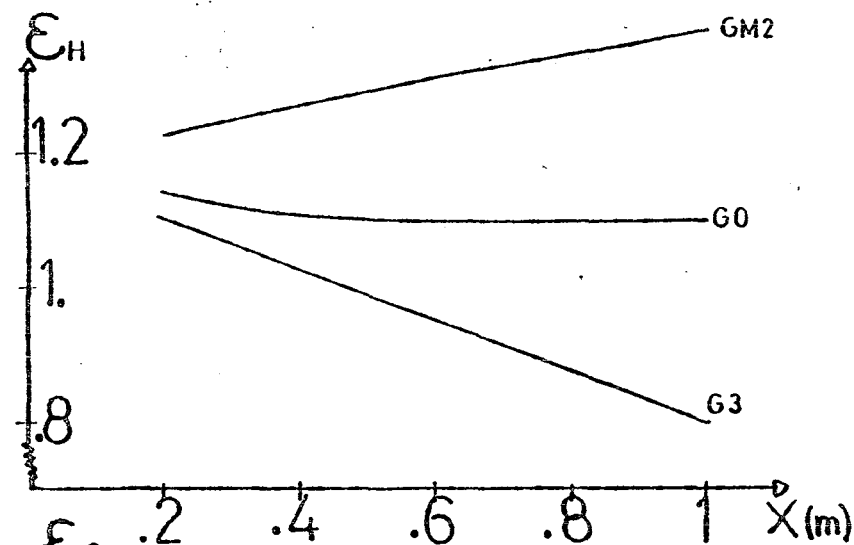
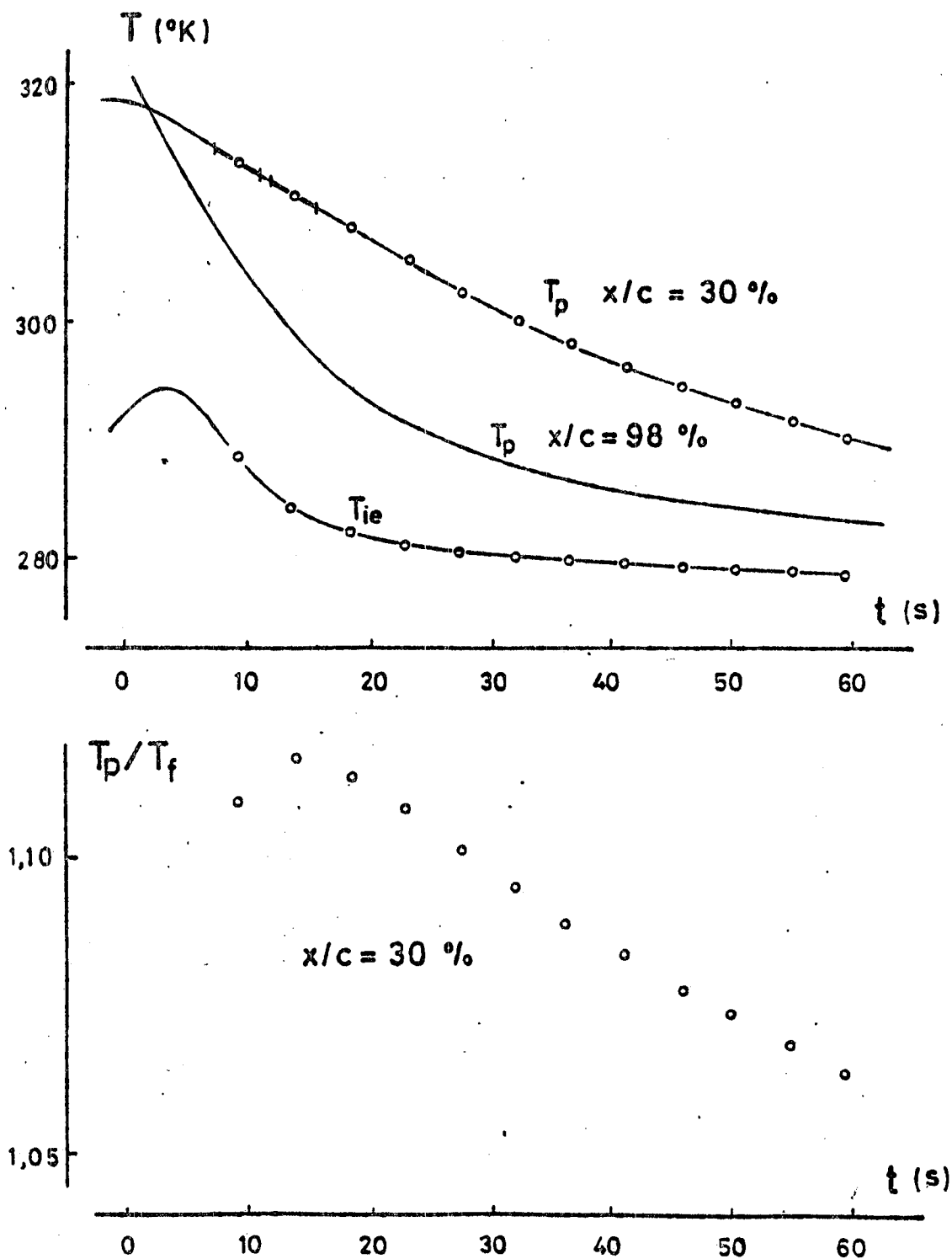




FIGURE 36: EVOLUTION OF THE TEMPERATURE OF THE CAST 7  
PROFILE DURING THE RUN AT T2 PREHEATED PROFILE)



-71-

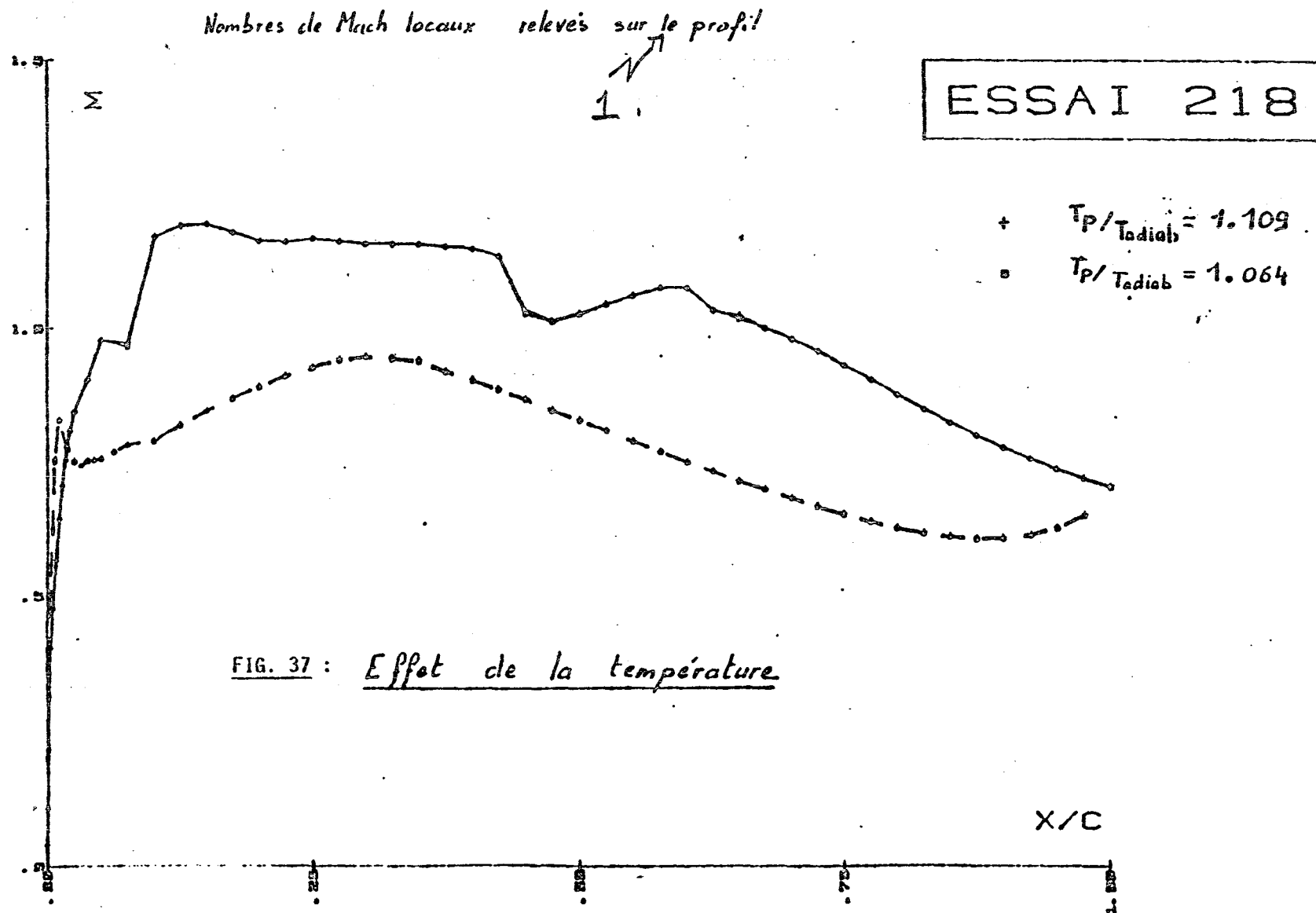
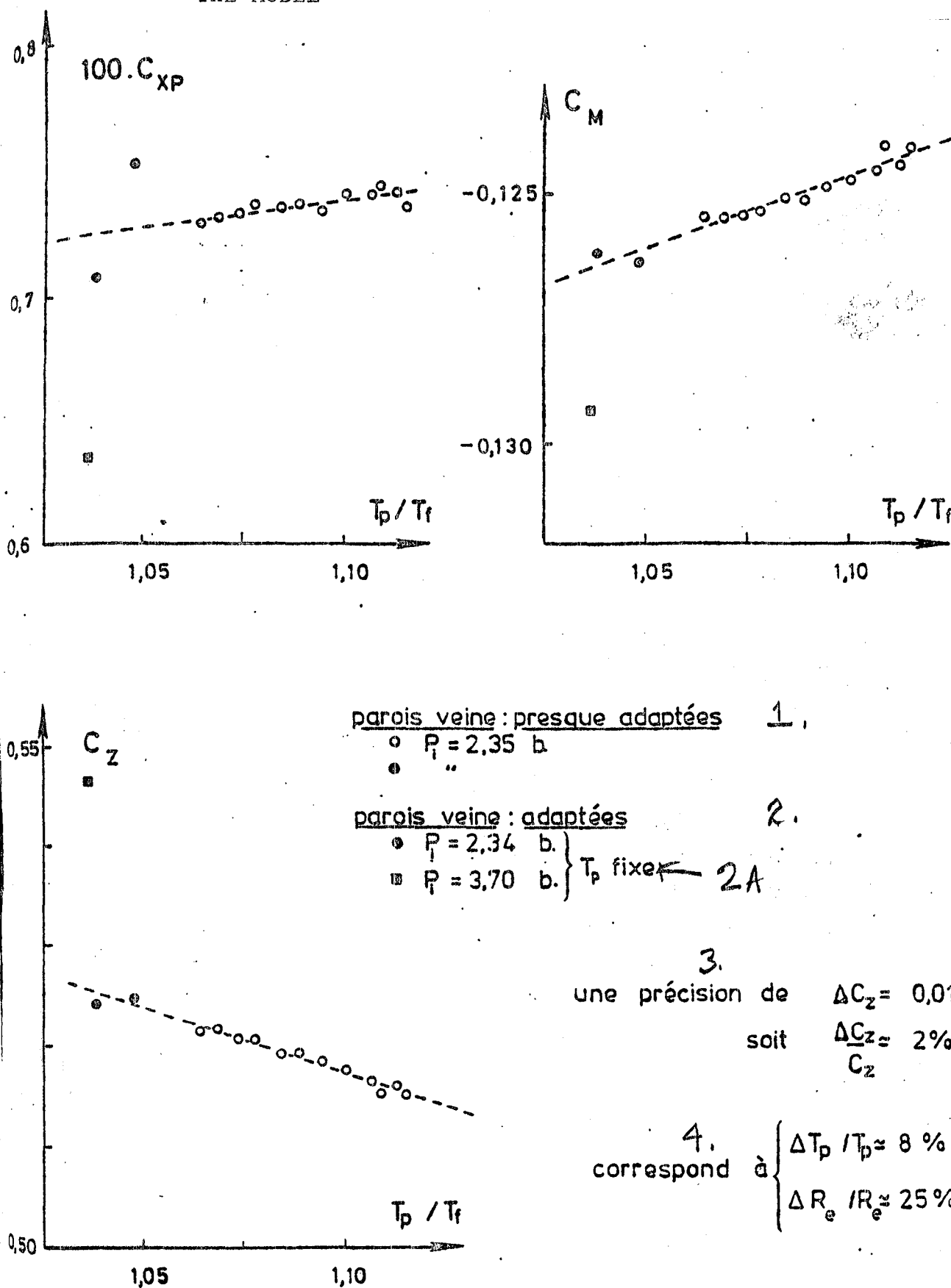


FIGURE 37: EFFECT OF THE TEMPERATURE

1. local Mach numbers recorded on the profile

FIGURE 38: EVOLUTION OF THE DIFFERENT AERODYNAMIC COEFFICIENTS  
( $C_{xp}$ ,  $C_z$ ,  $C_m$ ) AS A FUNCTION OF THE TEMPERATURE OF  
THE MODEL



TERMS FOR FIGURE 38:

1. test section wall: quasi-adapted
2. test section wall: adapted
- 2A. Tp fixed
3. a precision of...given...
4. corresponds to...

File with translation  
which is  
N86-28100#

# CERT

*office national d'études  
et de recherches aérospatiales*

*centre d'études et de recherches  
de l'école nationale supérieure  
de l'aéronautique et de l'espace à toulouse*

Rapport de Synthèse Finale OA 13/5007 AYD - Juillet 1981  
(DERAT 13/5007 DY)

"PROBLEMES LIES AU FONCTIONNEMENT ET AUX MESURES EN SOUFFLERIE CRYOGENIQUE"

A. BLANCHARD, V. DELCOURT, M. PLAZANET

*département d'études et de recherches en aérothermodynamique*

2, avenue Edouard Belin - bp 4025 - 31055 toulouse cedex - tél. (61) 25.21.88 - télex 521 596 F onecert

*sent to be  
trans 10/15/86  
We have 2 copies  
of this.*

**O.N.E.R.A.**

**CENTRE D'ETUDES ET DE RECHERCHES DE TOULOUSE**

**2, Avenue Edouard Belin - 31055 TOULOUSE CEDEX  
B.P. 4025 - Téléphone: (61) 25.21.88.**

**DEPARTEMENT D'ETUDES ET DE RECHERCHES EN**

**AEROTHERMODYNAMIQUE**

Rapport de Synthèse Finale OA 13/5007 AYD - Juillet 1981  
(DERAT 13/5007 DY)

**"PROBLEMES LIES AU FONCTIONNEMENT ET AUX MESURES EN SOUFFLERIE CRYOGENIQUE"**

**A. BLANCHARD, V. DELCOURT, M. PLAZANET**

*Blanchard* *Delcourt* *Plazanet*

Le Chef du DERAT

*R. Michel*  
R. MICHEL

Le Chef de Groupe  
de Recherches

*A. Mignosi*  
A. MIGNOSI

**This Page Intentionally Left Blank**

## FICHE D'IDENTIFICATION

Page 3

<b>ORGANISME EMETTEUR</b>  <b>O.N.E.R.A.</b>  <b>CENTRE D'ETUDES ET DE RECHERCHES DE TOULOUSE</b>  <b>C.E.R.T.</b> <b>COMPLEXE AEROSPATIAL</b> 2. avenue Edouard-Belin <b>TOULOUSE</b>  B.P. N° 40-25 - 31035 Toulouse Cedex	<b>CLASSIFICATION</b>		
	<b>Secret militaire</b>	<b>Secret industriel</b>	
	<b>Titre</b> : NC <b>Fiche</b> : NC <b>Document</b> : NC	NON CLASSIFIE INDUSTRIE	
	<b>Numéro de la fiche programme</b>	<b>Service de l'Etat chargé de l'exécution du contrat</b>	
	A 501 I (T 115 A)	DRET	
<b>Département</b> : AEROTHERMODYNAMIQUE		<b>Numéro du contrat</b>  80/561 (phase 2)	

**TITRE :**

PROBLEMES LIES AU FONCTIONNEMENT ET AUX MESURES EN SOUFFLERIE CRYOGENIQUE

**AUTEUR (S) :**

(personne physique) A. BLANCHARD, V. DELCOURT, M. PLAZANET

(DERAT 13/5007 DY)

DATE	N° D ORIGINE du DOCUMENT	NOMBRE		
		Pages	Figures	Ref. bibliographiques
JUILLET 1981	RSF 13/5007 AYD	30	32 Planches	6

**RESUME D'AUTEUR :**

La soufflerie cryogénique T'3 à fonctionnement continu par ventilateur a été l'objet d'amélioration et d'un complément d'équipement, concernant en particulier l'augmentation du réservoir d'injection d'azote liquide et la liaison à un système d'acquisition de données rapide.

Après une brève description de l'installation et de son fonctionnement, nous présentons les principales techniques expérimentales et l'instrumentation utilisée en ambiance cryogénique.

Les performances actuelles de la soufflerie ont été soigneusement relevées, et les améliorations pouvant y être apportées sont en cours d'étude. Un point essentiel concerne bien évidemment les qualités de l'écoulement dans la veine d'essais. Des mesures de fluctuations de pression et de température ont été effectuées, les résultats obtenus en fonctionnement à température ambiante et à basses températures sont comparés.

Enfin, l'exploitation systématique d'une méthode intégrale de calcul des couches limites avec flux de chaleur, ainsi qu'une étude expérimentale sur un profil CAST 7, donnent des renseignements importants concernant l'influence d'une température de paroi non adiabatique sur les principales caractéristiques aérodynamiques.

**NOTIONS D'INDEXAGE :**

Soufflerie cryogénique - Soufflerie transsonique - Soufflerie continue -  
Turbulence thermique - Transfert de chaleur -



# LISTE DE DIFFUSION

du document C.E.R.T. n° 13/5007 YD

OA n° 13/5007 AYD

## ● Destinataires du document et de la fiche d'identification :

### — Extérieurs à l'O.N.E.R.A. :

DRET/SDR/Gr. 6	5 ex + 2 F. Ex.
DRET (M. Vergne)	1 ex + 1 F. Ex.
CEDOCAR	1 ex
CPE (IPA Vaffier)	1 ex
EMAA/BPE (Col. Lepine)	1 ex
ENSAE (M. Luneau)	2 ex

### — Intérieurs à l'O.N.E.R.A. :

CSD (M. Carrière)	1 ex + 1 F. Ex.
HCS (M. Legendre)	1 ex + 1 F. Ex.
DS/OA (M. Capelier)	1 ex + 1 F. Ex.
DAA (M. Costes)	1 ex + 1 F. Ex.
DAR (M. Sirieix)	1 ex + 1 F. Ex.
OAp (M. Sugnot)	1 ex + 1 F. Ex.
OA4 (MM. Pacou & Morelle)	2 ex + 2 F. Ex.
GME (MM. Dorey, Christophe, François)	3 ex + 3 F. Ex.
CERT/D	1 ex + 1 F. Ex.
CERT/PCE	1 ex + 1 F. Ex.
CERT/DERAT	5 ex + 5 F. Ex.
Bibliothèque	10 ex

## ● Destinataires de la fiche d'identification seule :

### — Extérieurs à l'O.N.E.R.A. :

DRET/SIGS  
ENSAE /DE

### — Intérieurs à l'O.N.E.R.A. :

DG - HCS - HCT - DSC - DRE - DPP - DED - KC - OA - OAp -  
OE - OM - OR - GME (3) - CC - CERT/DERA - DERI - DERMES  
DERMO - DERO - DERTS

## TABLE DES MATIERES

	<u>Pages</u>
1 - OBJET DE L'ÉTUDE	7
2 - INTÉRÊT DE L'ÉTUDE	7
2.1. - Objectifs précis de la recherche	7
2.2. - Historique de l'étude	7
2.3. - Résultats acquis antérieurement	8
3 - DÉROULEMENT DE L'ÉTUDE	8
3.1. - Résumé des différentes étapes	8
3.2. - Description de la soufflerie et de son fonctionnement	9
3.2.1. - Le circuit et ses organes annexes	9
3.2.2. - Essai cryogénique de longue durée	9
3.3. - Techniques expérimentales et instrumentation	10
3.3.1. - Mesure des pressions	10
3.3.2. - Mesure des températures	11
3.3.3. - Système d'acquisition des données	13
3.4. - Performances de la soufflerie	14
3.5. - Qualité de l'écoulement	17
3.5.1. - Uniformité de température dans la veine d'essais	17
3.5.2. - Fluctuation de températures	18
3.5.3. - Fluctuation de pressions	19
3.6. - Problèmes liés aux flux thermiques et aux températures de paroi	20
3.6.1. - Exploitation des résultats d'une méthode intégrale de calcul des couches limites turbulentes	20
3.6.2. - Etude expérimentale de l'effet de température sur un profil CAST 7	23

4 - RÉCAPITULATION DES RÉSULTATS ACQUIS	24
5 - CONCLUSION	25
6 - PERSPECTIVES ULTÉRIEURES	26
7 - RÉFÉRENCES	27
LISTE DES FIGURES : P.J. 32 Planches	28

## 1 - OBJET DE L'ETUDE

Les recherches faisant l'objet de ce rapport constituent le prolongement des études antérieures sur les problèmes essentiels qui se posent dans un fonctionnement à basses températures des souffleries dites continues.

Les activités développées ont porté sur l'analyse des différents problèmes liés au fonctionnement et aux mesures dans un circuit de soufflerie cryogénique transsonique (techniques expérimentales et instrumentation, qualités d'écoulement, influence de la température des parois).

## 2 - INTERET DE L'ETUDE

### 2.1. - Objectifs précis de la recherche

- . Utiliser une installation pilote à fonctionnement continu pour étudier les problèmes et définir les solutions relatives aux souffleries cryogéniques à fonctionnement continu. On étudiera, en particulier, les performances de l'installation et les modifications qui devront éventuellement y être apportées.
- . Concevoir et mettre en oeuvre dans l'installation disponible différents systèmes expérimentaux devant permettre une caractérisation des grandeurs des écoulements à basses températures. Analyser tout spécialement les qualités de l'écoulement et comparer les résultats relatifs aux fonctionnements cryogénique et à température ambiante.
- . Développer les études théoriques relatives aux effets d'une paroi non adiabatique sur les caractéristiques essentielles, frottement, flux de chaleur, épaisseurs de déplacement et de quantité de mouvement des couches limites turbulentes, avec et sans gradient de pression. Une analyse expérimentale portera sur les modifications des coefficients aérodynamiques en fonction du paramètre de similitude ( $T_p/T_f$ ), rapport de la température de paroi à la température de paroi adiabatique.

### 2.2. - Historique de l'étude

Construction d'un circuit typique d'une soufflerie cryogénique à fonctionnement continu permettant des écoulements à des températures de l'ordre de 120°K, et pressurisable jusqu'à 4 bars. Mise en marche dans une première étape avec un ventilateur de faible puissance, puis dans une seconde étape avec un ventilateur mono-étage entraîné par un moteur à vitesse variable et couplé constant d'une puissance maximale de 125 kW.

Mise au point du fonctionnement de la soufflerie cryogénique, et adaptation de la veine et du second col pour atteindre des vitesses transsoniques.

Etudes préliminaires à la mesure des qualités de l'écoulement (uniformité spatiale et fluctuations de température).

Mise en oeuvre d'une méthode intégrale de calcul, pour déterminer l'influence du niveau de température de la paroi sur les caractéristiques des couches limites turbulentes.

### 2.3. - Résultats acquis antérieurement

- . Montage et mise au point d'une soufflerie cryogénique à fonctionnement continu, équipée d'une ventilation et de son système d'entraînement permettant d'atteindre des vitesses transsoniques dans la veine d'essais. Premiers résultats sur les performances de l'ensemble, en particulier possibilité d'une régulation de la vitesse de rotation du ventilateur entre 0 et 11400 tour/min. Essais de fiabilité des différents isolants et colles composant l'isolation interne du circuit.
- . Comparaison de différents capteurs thermiques, et détermination de leurs temps de réponse, étalonnage des capteurs. Premiers résultats sur l'uniformité de température dans la veine d'essais.
- . Analyse des principaux paramètres caractérisant la couche limite en fonction de divers gradients de pression et de différents rapports de température  $T_p/T_f$ .

## 3 - DEROULEMENT DE L'ETUDE

### 3.1. - Résumé des différentes étapes

- Augmentation du volume du réservoir d'injection de l'azote liquide, dont la capacité a été portée de 160 à 580 litres. Des essais cryogéniques de longue durée ont pu ainsi être effectués, confirmant notamment l'efficacité de l'isolation thermique interne et faisant apparaître les difficultés d'une régulation manuelle du débit d'azote pour obtenir une bonne stabilisation de la température.
- D'autre part, l'installation a été reliée à un système d'acquisition de données rapide, constitué d'un mini-ordinateur HEWLETT-PACKARD et de différents périphériques, grâce auxquels ont pu être effectuées des mesures instationnaires de pression et de température.
- Mesure systématique des performances de la soufflerie et de son ventilateur dans le domaine de fonctionnement de la soufflerie.
- Etude des qualités de l'écoulement, particulièrement en ce qui concerne les fluctuations de température dans la chambre de tranquillisation, et les fluctuations de pression dans la veine d'essais pour les températures cryogéniques comme pour les températures ambiantes.
- Développement de la méthode intégrale de calcul des couches limites turbulentes, avec flux de chaleur et exploitation systématique dans des cas judicieusement choisis. Analyse expérimentale des modifications des coefficients aérodynamiques, en fonction du rapport de la température de paroi à la température de frottement du fluide.

### 3.2. - Description de la soufflerie et de son fonctionnement

#### 3.2.1. - Le circuit et ses organes annexes

On trouvera / Réf. 2 / une description détaillée du circuit et de ses organes annexes (système d'entraînement du fluide, alimentation en azote liquide), ainsi que des matériaux utilisés pour l'isolation interne.

Rappelons qu'il s'agit d'une soufflerie à ventilateur (à 1 étage et 14 pales), entraîné par un moteur de 125 kW par l'intermédiaire d'un multiplicateur de rapport 3,8 (figure 1). Le circuit est construit en acier inoxydable, isolé intérieurement par une mince couche de 5 millimètres de mousse p.v.c. recouverte de Triplex (feuille d'aluminium prise entre deux couches de tissu de verre).

La veine d'essais a une section rectangulaire de  $10 \times 12 \text{ cm}^2$  ; le nombre de Mach atteignant 0,8 peut être fixé par un second col. La pressurisation du circuit pouvant atteindre 4 bars est assurée par l'injection de l'azote, les vannes d'évacuations étant alors en position fermée.

Le système d'injection de l'azote liquide est schématisé figure 2. Un bidon de 580 litres, pressurisable, fournit par l'intermédiaire d'une série de vannes les débits d'azote nécessaire au refroidissement de l'écoulement. Les 4 buses à jet plein, de forme conique (Fulljet HH 15, HH 20 W et HH 22), sont placées perpendiculairement à la paroi, à la périphérie du diffuseur grande vitesse qui suit immédiatement la veine d'essais.

#### 3.2.2. - Essai cryogénique de longue durée

Une limitation de la durée des essais cryogéniques effectués dans les premières campagnes d'essais à T'3, était due simplement au volume réduit (160 litres) du réservoir d'azote liquide disponible dans cette première phase.

L'approvisionnement d'un réservoir de capacité nettement plus grande (580 litres) a évité cette limitation, et a permis d'effectuer quelques essais cryogéniques de longue durée, donnant à la fois une souplesse intéressante pour l'étude de la régulation de l'écoulement en température, et des informations plus complètes sur les transferts thermiques à travers l'isolant interne et le refroidissement de la carcasse métallique du circuit.

On présente ainsi, figures 3 et 4, un exemple des résultats obtenus lors d'un essai d'une durée de l'ordre de 25 minutes, ceci dans les conditions nominales :

$$P_i = 1 \text{ bar} \quad ; \quad T_i = 120 \text{ K} \quad ; \quad M_{\text{veine}} = 0,8.$$

La soufflerie est démarrée à température ambiante, puis on injecte l'azote liquide et la température de l'écoulement décroît rapidement ; elle est ensuite régulée manuellement autour de la valeur préalablement choisie. La pression dans la soufflerie est ici maintenue à la pression atmosphérique par l'évacuation ouverte en grand.

La figure 3 montre l'évolution des caractéristiques de pression, température, nombre de Mach et débit d'azote liquide. On observera que le débit d'azote liquide nécessaire pour maintenir la température de l'écoulement à 120°K, diminue lentement mais régulièrement, la raison évidente étant que les pertes thermiques diminuent elles-mêmes dans le temps.

La caractéristique très clairement la plus sensible aux petites variations du débit d'azote est la température de l'écoulement ; les ondulations autour de la valeur recherchée sont liées à la difficulté de la régulation manuelle effectuée dans cette première phase ; un dispositif de régulation automatique peut être facilement conçu, et permettra d'assurer en fait une bonne stabilisation de la température.

L'essai a comporté également la mesure des températures de paroi, prises d'une part à la surface de l'isolant au contact de l'écoulement (dans la chambre de tranquillisation et dans la veine d'essais), et d'autre part à la surface externe du métal de la carcasse en différents endroits du circuit. Les résultats obtenus sont présentés figure 4.

On observera que la température de paroi veine s'établit rapidement à une valeur proche de celle de l'écoulement ; la température de paroi dans la chambre de tranquillisation est plus élevée, les transferts thermiques y étant nettement plus faibles du fait d'une vitesse d'écoulement plus petite.

L'efficacité de l'isolation thermique interne est mise en évidence par la variation lente de la température de carcasse métallique. Une dérive de température de l'ordre de 3° par minute, au départ, diminue ensuite pour donner au bout des 25 minutes une température de carcasse d'environ - 35°C.

### 3.3. - Techniques expérimentales et instrumentation

#### 3.3.1. - Mesure des pressions

Pour la mesure des pressions moyennes d'un écoulement liquide ou gazeux (pression d'injection de l'azote liquide, pression génératrice dans la chambre de tranquillisation), nous utilisons une sonde pitot reliée à un capteur de pression travaillant à température ambiante. Une canalisation de faible longueur (10 cm) suffit à empêcher la contamination du fluide froid vers le capteur, le gaz enfermé dans le tube ne débitant pas. Cette technique permet des mesures de pression avec des temps de réponse suffisamment rapides pour être utilisée dans la majorité des cas.

Cependant, pour accéder aux fluctuations de pression, nous avons testé plusieurs capteurs KULITE XCQL en environnement cryogénique. Leur comportement a été jugé satisfaisant ; en effet, la plupart présentent une bonne linéarité de la tension de sortie, en fonction de la pression pour toutes les températures .

Leur sensibilité croît lorsque la température s'abaisse, et le zéro du capteur dérive légèrement ; mais ces variations sont tout à fait modérées, elles pourraient vraisemblablement être compensées pour une large part dans la gamme de température utilisée.

D'ores et déjà, ces capteurs paraissent utilisables, moyennant la connaissance de la température de l'élément sensible ; on peut facilement la déterminer en mesurant la résistance du point de jauge.

Deux montages sur la paroi de la veine d'essais ont été réalisés (figure 5), et testés en condition réelle d'utilisation de la soufflerie. Le capteur est monté sans contrainte dans une petite masse métallique (laiton), pour éviter des gradients de température trop importants à l'intérieur du capteur ; en effet, ces gradients pourraient être une source d'erreur.

Dans le cas 1 (figure 5), la température du capteur évolue en fonction de la température de l'écoulement, alors que dans le second cas il reste à température ambiante.

La bande passante de chacun d'eux a été déterminée sur place en utilisant la fluctuation naturelle de pression dans la soufflerie. Le capteur monté près de la paroi a une bande passante de 0 à 20 kHz, le second a une bande plus réduite, de l'ordre de 8 kHz. La comparaison des deux spectres en fréquence (figure 5) montre qu'il n'y a pas de différences sensibles jusqu'à une fréquence de 4 kHz (fréquence maximum d'analyse des fluctuations de pression dans la veine d'essais que nous nous sommes fixée). Dans les deux cas, une résonance est produite par la cavité entre la paroi et le capteur.

Une sonde de pression statique, placée au centre de l'écoulement, a été tout spécialement conçue pour que la cavité devant la membrane sensible soit réduite au minimum, autorisant ainsi des mesures de fluctuation à plus de 20 kHz. Après divers étalonnages, cette sonde nous a servi de référence pour contrôler les résultats fournis par les capteurs à la paroi. Un développement de cette sonde utilisable en ambiance cryogénique est envisagé.

Pour la suite de l'étude sur les fluctuations de pression dans une soufflerie cryogénique, nous avons choisi d'utiliser le montage du type 2, car premièrement la bande passante est suffisante et deuxièmement, le capteur ne dérive pas en température, ce qui permet d'éviter les dérives du zéro et les variations de sensibilité.

### 3.3.2. - Mesure des températures

Les résistances de platine sont très précises et leur utilisation est commode ; cependant, leur temps de réponse est très long (plusieurs dizaines de seconde). Nous les utilisons pour effectuer les étalonnages en température, ou comme indication de la température moyenne de l'écoulement dans la soufflerie.

Les thermocouples de fabrication classique (soudure de deux fils de 1/10e de millimètre) ne nous ayant pas donné satisfaction à cause des problèmes de vieillissement et de dispersion, nous nous sommes orientés vers des thermocouples extra-plats de fabrication industrielle, présentant des courts temps de réponse / Réf. 2 /. Nous les utilisons soit collés sur une surface pour la mesure des températures de paroi, soit montés sur des supports isolants pour mesurer la température au sein de l'écoulement et effectuer des sondages dans la soufflerie.

Pour mesurer les fluctuations de température, la technique la mieux adaptée est celle du fil froid ; nous décrivons ci-après le dispositif utilisé et leur étalonnage.



# 1) Dispositif de mesure

Les mesures de température ont été effectuées au moyen de fils thermo-résistifs (fils de tungstène platiné, diamètre  $9\text{ }\mu$ ), placés respectivement dans la chambre de tranquillisation et dans la veine. Chacun des fils est utilisé dans un pont de Wheatstone alimenté à courant constant. L'appareillage, réalisé au CERT/DERMES, comporte deux voies de mesure suivant le schéma de la figure 6. Le courant de mesure traversant le fil peut être choisi égal à 2, 5 ou 10 mA, suivant les dimensions du fil et les conditions d'utilisation.

Dans toutes les expérimentations dont les résultats sont présentés ici, le courant choisi était de 10 mA ; dans ces conditions, la sensibilité en sortie de pont est de l'ordre de 60 à 100  $\mu\text{V/K}$  pour des fils dont les résistances sont comprises entre 1,5 et 2,5  $\Omega$ . Après amplification (gain 100), on dispose d'un signal température de 6 mV à 10 mV/K permettant d'apprécier des fluctuations de température d'amplitude égale à 0,2 K.

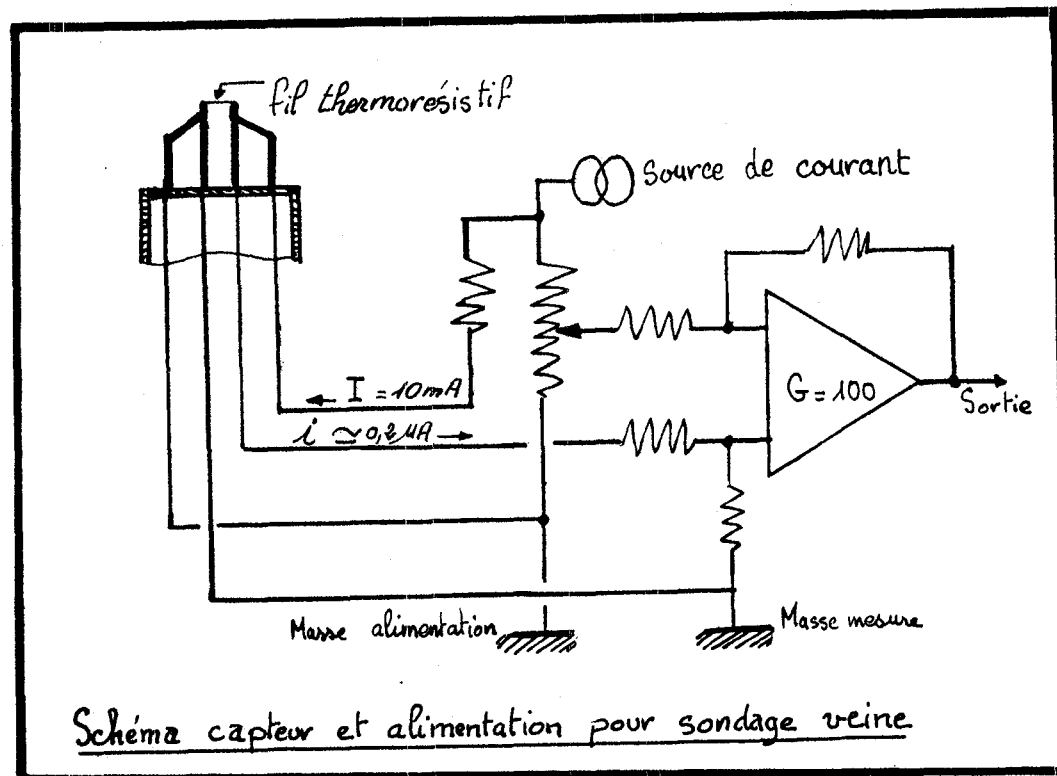
Le fil placé dans la chambre de tranquillisation est monté sur un support fixe de longueur égale à 40 cm. Cette longueur est suffisamment importante pour que l'on puisse négliger l'effet de transfert thermique par conduction le long de ce support. Par ailleurs, la longueur du fil est de 4 mm, soit un rapport longueur/diamètre  $> 400$ , qui rend également négligeable (dans la limite de la précision des mesures) l'influence des broches sur lesquelles est soudé le fil.

Par contre, le fil placé dans la veine est monté sur un support mobile afin de pouvoir effectuer des sondages. Au cours d'une exploration, le support de la sonde est amené à traverser la paroi et constitue donc un puits de chaleur vis-à-vis du fil de mesure, et ceci de façon d'autant plus importante que la longueur du support immergé dans la veine est plus courte. .

Par ailleurs, les conducteurs de liaison entre le fil de mesure et l'appareillage sont également soumis à ces variations de température, et la résistance de ligne est elle-même variable.

Des expériences préliminaires effectuées en trempant la sonde et une partie du support dans l'azote liquide, puis en les retirant à l'atmosphère ambiante, ont montré que l'on pouvait ainsi enregistrer en sortie des variations équivalentes à 5 K, alors que la température au niveau du fil était restée parfaitement constante.

Il a donc fallu utiliser, pour l'exploration de la veine, un montage différent qui permette de s'affranchir de ces inconvénients. Ce montage est schématisé ci-dessous.



Il comporte une sonde à 4 broches, réunies deux à deux à leurs extrémités. Deux des broches sont reliées au joint de Wheatstone et sont traversées par le courant de mesure de 10 mA. Les deux autres broches sont réunies à l'entrée d'un amplificateur d'isolement à haute impédance d'entrée. Le courant qui circule dans cette partie du circuit est de l'ordre de 0,2  $\mu\text{A}$ , et les variations de la résistance de ligne ne produisent alors que des variations de tension très faibles ( $< 1 \mu\text{V}$ ), bien inférieures à la résolution de la mesure.

## 2) Étalonnages

Les étalonnages des fils thermo-résistifs ont été effectués in situ par comparaison avec un thermocouple placé dans la veine. Les résultats sont donnés sur la figure 7, et donnent une sensibilité de 10,6 mV/K pour le fil placé dans la chambre et 8,2 mV/K pour celui placé dans la veine, ce dernier étant plus court en raison de la géométrie de la sonde à 4 broches.

Ces étalonnages ont été réalisés en produisant une variation continue de la température de la soufflerie : diminution de température de l'ambiante à 170 K, puis retour à l'ambiante. L'absence d'hystérésis sur les enregistrements ainsi obtenus montre que le temps de réponse des fils de 9  $\mu$  est sensiblement équivalent à celui du thermocouple en couche mince.

### 3.3.3. - Système d'acquisition des données

La soufflerie T'3 est connectée à une chaîne d'acquisition, constituée d'un ordinateur HEWLETT-PACKARD 21MX et d'un certain nombre de périphériques dont les principaux sont :

- . un multiplexeur-convertisseur analogique digital ,
- . un dérouleur de bande magnétique ,
- . une unité de disques ,
- . une console avec écran graphique ,
- . une table traçante ,
- . une imprimante.

Les signaux des différents capteurs sont généralement directement enregistrés sur bande numérique (figure 8), mais peuvent dans certains cas être enregistrés sur bande analogique. Il est parfois nécessaire / Réf. 3 / de filtrer les signaux ; nous utilisons un filtre passe-bas ROCKLAND (48 db/octave).

Après avoir relié les appareils de mesure à la chaîne d'acquisition, il a fallu mettre au point les programmes d'acquisition et de dépouillement particulièrement conçus pour bénéficier d'une grande souplesse d'utilisation. Le dépouillement s'effectue dès la fin de l'essai cryogénique.

Pour les calculs de spectre liés aux mesures des fluctuations de pression et de température, il est utilisé un programme de calcul par transformé de FOURIER rapide, dont le détail est donné / Réf. 3 /.

### 3.4. - Performances de la soufflerie

Nous nous sommes attachés à qualifier aussi précisément que possible les performances de la soufflerie et de son système d'entraînement (moteur-ventilateur), en fonction des différents paramètres de l'écoulement dans la veine d'essais (nombre de Mach, pression et température génératrices). Cette étude nous a permis de contrôler la validité des estimations qui avaient été effectuées lors de l'avant-projet, et de préciser les améliorations qui peuvent éventuellement y être apportées.

Les paramètres caractéristiques du fonctionnement d'un ventilateur sont : la vitesse de rotation  $N$  , le débit volumique entraîné  $Q_{vol}$  et le

rapport de pression  $P_2/P_1$  . Ces grandeurs sont généralement ramenées aux conditions standards :  $P_{10} = 1013,2 \text{ mb}$ ,  $T_{10} = 288^\circ\text{K}$ , pour être comparatives quelles que soient les conditions génératrices ; les variables deviennent :

$$\frac{N}{\sqrt{\theta}} , \frac{P_2}{P_1} \text{ ou } \frac{\Delta P}{P} , \frac{Q_{vol}}{\sqrt{\theta}} \text{ ou } \frac{Q_m \sqrt{\theta}}{\delta} \text{ avec } \begin{cases} \theta = T_1/288 \\ \delta = P_1/1,0132 \end{cases}$$

Pour une géométrie de circuit fixée, les débits ainsi définis ne sont fonction que du nombre de Mach dans la veine d'essais ; ils ont été calculés pour T'3 figure 9. La vitesse  $N/\sqrt{\theta}$  est l'équivalente d'un nombre de Mach en bout de pale.

Au réseau de courbes caractéristiques du fonctionnement du ventilateur / Réf. 2 /, il faut superposer la courbe des pertes de charge de la soufflerie en fonction du nombre de Mach (figure 10) ; ramenée aux conditions standards, cette courbe est unique (aux effets Reynolds près). Nous avons

déterminé la perte de charge totale du circuit  $\frac{\Delta P}{P}$  en fonction du débit

$\frac{Q_{vol}}{\sqrt{\theta}}$  pour différentes conditions de pression et de température

(figure 10) ; on observe un niveau assez élevé des pertes qui atteignent 18% pour  $M = 0.85$ .

Des sondages de pression ( $P_i$ ,  $P_s$ ) en plusieurs points du circuit ont permis de déterminer les distributions des vitesses en différentes sections (planche 11) et la valeur moyenne de la pression d'arrêt, donnant ainsi une idée plus précise de la répartition des pertes de charge dans la soufflerie.

Cette répartition varie légèrement en fonction des paramètres de l'écoulement ( $M_v$ ,  $P_i$ ,  $T_i$ ), on peut grossièrement dresser le tableau suivant :

Partie du circuit	Pourcentage de perte
Aval du ventilateur : Ogive Diffuseur	20%
Circuit basse-vitesse : Coudes 3 et 4 Chambre de tranquillisation	négligeable
Circuit haute-vitesse : Veine Col Injecteur d'azote 1er diffuseur	75%
Amont ventilateur : Coude 2 Convergent	5%

Il est clair que la partie haute-vitesse du circuit conservant un nombre de Mach élevé sur une longueur importante, est la cause principale des pertes de charge relativement importantes de la soufflerie. Les décollements prenant naissance vraisemblablement très tôt sur l'ogive placée en aval du ventilateur, ont également une part non négligeable.

Les performances prévisionnelles du ventilateur avaient été contrôlées par le constructeur (TECHNOFAN) et par nous-mêmes dans les conditions atmosphériques ( $P_i = 1013$  mb,  $T_i = 20^\circ\text{C}$ ) / Réf. 2 /. Il restait à vérifier le point de fonctionnement nominal ( $N = 11400$  tour/min.,  $\dot{P} = 118$  kW,  $\dot{P}_2/\dot{P}_1 = 1,18$ ,  $Q_m = 13,87$  kg/s), correspondant aux spécifications du circuit ( $M_v = 1$ ,  $T_i = -150^\circ\text{C}$ ,  $P_i = 2,57$  bars).

Un essai dans des conditions proches fut effectué ( $M_v \approx 0,95$ ,  $T_i \approx -133^\circ\text{C}$ ,  $P_i \approx 2,6$  bars,  $N = 11000$  tour/min.) ; les valeurs obtenues sont en très bon accord avec la courbe théorique du ventilateur déterminée pour ces conditions (planche 12) ; le rendement de l'ensemble (moteur, multiplicateur, arbre de transmission, ventilateur) est voisin de 0,7, valeur qui avait été choisie dans l'étude du projet.

Le saut de températures mesurées de part et d'autre du ventilateur au cours de l'essai précédent, est de l'ordre de  $12^{\circ}5$ . L'élévation de température isentropique dû à la compression est de  $7^{\circ}$ ; si l'on prend un rendement des pales de 0,75, on devrait mesurer un écart de  $9,5^{\circ}$ . Les pertes thermiques au niveau du ventilateur provoquent donc une élévation de la température de l'ordre de  $3^{\circ}$  (remarquons qu'il n'y a aucune isolation thermique autour du ventilateur), ce qui correspond à des flux de chaleur de 32 kW; cette valeur est tout à fait normale, compte tenu des vitesses de passage élevées dans cette section du circuit.

L'ensemble moteur-ventilateur donne donc satisfaction. La principale limitation est due à la vitesse maximale de rotation (11400 tour/min.) qui, en fonctionnement à température ambiante, implique dans la veine un nombre de Mach proche de 0,6 (figure 10).

Pour avoir une vitesse sonique dans la veine d'essais, il faut une vitesse de rotation du ventilateur  $N/\sqrt{\theta}$  voisine de 15800 tour/min; elle ne peut donc être atteinte que pour des températures d'écoulement inférieures à  $150^{\circ}\text{K}$ . Nous nous limitons dans l'usage courant à 9800 tour/min.; en effet, le moteur à couple constant délivre une puissance de 125 kW à 2580 tour/min. (le multiplicateur a un rapport de 3,8), mais il est possible de le suralimenter pendant des durées raisonnables jusqu'à 3000 tour/min.

Nous avons regardé (planche 13) si la solution de modifier le rapport du multiplicateur (à condition qu'elle soit technologiquement acceptable), ne nous pénalisait pas par ailleurs; en particulier, augmenter le rapport de boîte, c'est diminuer la vitesse de rotation du moteur en fonctionnement cryogénique, donc diminuer la puissance disponible, ce qui nous amènerait à limiter la pression maximum de l'écoulement.

Le moteur étant à couple constant, la puissance disponible est proportionnelle à la vitesse de rotation du moteur, donc à la vitesse de rotation du ventilateur  $N$  :  $P = k \frac{N}{r}$ , où  $r$  est le rapport du multiplicateur et  $k$  le coefficient de proportionnalité  $k = \frac{125}{2580}$  kW/tour/min.

On peut aussi écrire  $P = k \cdot \frac{N}{\sqrt{\theta}} \cdot \frac{\sqrt{\theta}}{r}$ ; si l'on se place à une vitesse  $N/\sqrt{\theta}$  donnée (soit un nombre de Mach fixé), la puissance disponible au moteur est proportionnelle à  $\sqrt{\theta}$ , pour un rapport  $r$  fixé. Les courbes de puissance ont été tracées (figure 14) pour un nombre de Mach dans la veine de 0.85 (soit  $N/\sqrt{\theta} \approx 15200$  tour/min.), et pour trois rapports du multiplicateur  $r = 3,8, 5$  et  $7$ ; elles sont bien sûr limitées par la puissance maximum du moteur.

Ces courbes sont à comparer au rendement près à la puissance  $P_m$  nécessaire pour entraîner l'écoulement (figure 15) :  $P_m = Q_{vol} \cdot \Delta P$

que l'on peut aussi écrire  $P_m = \left( \frac{Q_{vol}}{\sqrt{\theta}} \cdot \frac{\Delta P}{P_0} \cdot P_0 \right) \cdot \delta \cdot \sqrt{\theta}$ . A un nombre de Mach fixé (  $\frac{Q_{vol}}{\sqrt{\theta}}$  et  $\frac{\Delta P}{P_0}$  sont alors connus, figures 7 et 8), la

puissance nécessaire est proportionnelle à  $\delta \cdot \sqrt{\theta}$ . On constate donc que le rapport (Puissance nécessaire/Puissance disponible) est indépendant de la température, il n'est fonction que de la pression génératrice de l'écoulement (le rapport du multiplicateur  $r$  et le rendement du ventilateur étant fixés par ailleurs).

En conclusion, si l'on garde un rapport de 3,8, on peut en cryogénie atteindre une pression de 3 atm avec un nombre de Mach de 0,85, mais il ne sera pas possible de maintenir la vitesse dans la veine pour des températures plus élevées, due à la limitation de la vitesse de rotation du ventilateur (fonctionnement actuel). Par contre, avec un rapport du multiplicateur de 5,9, le nombre de Mach dans la veine ( $M_v = 0.85$ ) pourrait être maintenu, quelle que soit la température (100 à 300 K), mais la pression maximum de l'écoulement dans la soufflerie serait de 1,68 bars (le rendement de l'ensemble a été pris égal à 0,7).

Nous donnons (figure 16) le nombre de Reynolds unitaire pour un nombre de Mach de 0,85, en fonction de la pression et de la température génératrice de l'écoulement, ainsi que la puissance nécessaire pour assurer le débit avec un rapport de pression de 1,18.

### 3.5. - Qualité de l'écoulement

#### 3.5.1. - Uniformité de température dans la veine d'essais

Des sondages verticaux de température avaient été effectués dans la veine d'essais avec un fil froid de 9  $\mu\text{m}$  / Réf. 2 / . Il nous a paru souhaitable de confirmer ces résultats par des mesures avec un thermocouple à réponse rapide (figure 16). Le gradient obtenu à la température de 120 K est en accord avec les expériences précédentes : l'écart maximum est de  $\pm 1^\circ\text{C}$  de part et d'autre de la valeur moyenne. Plusieurs courbes ont été tracées, elles représentent différents sondages effectués dans des conditions identiques ; le recoupement de ces courbes (figure 16) est correct, la dispersion expérimentale reste modérée.

Ces expériences ont par la suite été reprises avec un nouveau montage mis au point par le Département d'Etudes et de Recherches de Mécanique et Energétique des Systèmes (DERMES/CERT). Il s'agit d'un fil froid de 9  $\mu\text{m}$ , dont les broches d'alimentation et de mesure ont été dissociées pour éliminer les effets parasites (§ 3.3.2.).

On présente (figure 18) le gradient horizontal de température dans la veine d'essais pour un nombre de Mach de 0,6, et une température d'écoulement de 120 K. Dans la partie centrale de la veine, les écarts sont faibles :  $\pm 0,7^\circ\text{C}$ , on constate la présence de couches limites thermiques plus chaudes au voisinage des parois. Le gradient de température semble ici légèrement dissymétrique, mais cette dissymétrie s'amenuise lorsque la température de l'écoulement augmente ; en effet, des sondages ont également été effectués pour des températures plus élevées (Tie : 200 K, 240 K, 300 K), les gradients deviennent pratiquement négligeables.

On peut en conclure que l'uniformité de température obtenue dans la veine d'essais est très bonne dans toute la gamme des températures utilisées.

### 3.5.2. - Fluctuations de température

Une première série de mesures, effectuée avec du matériel DISA, a été entreprise pour qualifier la turbulence thermique de l'écoulement dans différentes conditions d'essais / Réf. 3 /. Un exemple du signal brut délivré par le fil froid est représenté figure 19. La sonde de 5  $\mu\text{m}$  a été placée dans la chambre de tranquillisation pour éviter sa destruction mécanique ; en effet, la vitesse de l'écoulement dans la veine d'essais est de l'ordre de 170 m/s pour un régime moteur de 2600 tours/minute.

Dans le cas présenté ici (figure 19), la soufflerie fonctionne à température ambiante (300 K) ; le niveau crête à crête des fluctuations (plus de 1° C) est important, comparé au niveau obtenu dans les mêmes conditions avec une soufflerie à induction / Réf. 4 /. Une analyse du signal jusqu'à 4 kHz montre que l'on rejoint le bruit de fond vers 1,5 kHz, ce qui n'est pas surprenant compte tenu de la bande passante d'un fil de 5  $\mu\text{m}$  de diamètre et 1 mm de longueur.

L'étude du signal jusqu'à 400 Hz (figure 21), en dehors des fréquences parasites (50 Hertz et ses multiples, provoquées par l'alimentation du moteur), montre que les fluctuations de température sont essentiellement des très basses fréquences. Une analyse spectrale a donc été effectuée dans la gamme 0 à 40 Hz (figure 20) ; elle confirme la légère diminution du niveau de fluctuation avec l'abaissement de la température. Les valeurs quadratiques moyennes relevées sont les suivantes :

bruit de fond	0.07 Kelvin
T = 135 K	0.15 "
T = 300 K	0.21 "

L'injection d'azote liquide ne semble donc pas provoquer de la turbulence thermique supplémentaire. La réduction de celle-ci avec l'abaissement de la température de l'écoulement est un phénomène surprenant au premier abord, compte tenu des résultats déjà obtenus dans la soufflerie à induction T'2 / Réf. 4 /.

Une seconde série de mesures a été effectuée avec l'aide du Département de Mécanique et Energétique des Systèmes, afin d'étudier la corrélation des fluctuations de température dans la chambre et dans la veine d'essais. Le montage utilisé pour ces mesures est décrit au paragraphe 3.3.2.. La vitesse de rotation du moteur a été maintenue à 1800 tours/minute, ce qui donne une vitesse de l'écoulement dans la veine d'essais de l'ordre de 120 m/s (soit un nombre de Mach de 0,43 pour  $T_{ie} = 200$  K). Des fluctuations de température très basses fréquences (de l'ordre du Hertz), sont générées au niveau de l'alimentation d'azote par une vaporisation partielle de l'azote dans les conduites.

Nous avons représenté (figure 22) les signaux délivrés par les deux fils froids de 9  $\mu\text{m}$  après filtrage à 40 Hz. On constate un décalage dans le temps des deux courbes, repérable sur les oscillations de plus grande amplitude. Cependant, les deux signaux ne se reproduisent pas identiquement ; il semblerait qu'il y ait plus de turbulence dans la chambre de tranquillisation que dans la veine d'essais, en effet, les fréquences supérieures au Hertz semblent amorties.

Les deux signaux ont été analysés, ils montrent une bonne corrélation pour un décalage en temps de 58 m/s (figure 23). Nous présentons (figures 24 et 25) les spectres en fréquence relevés au cours de cet essai, pour lequel la température de l'écoulement était stabilisée autour de 200 K. Nous avons filtré les signaux à travers un filtre passe-bande de 1 Hz à 40 Hz, pour ne s'intéresser qu'au domaine de fréquence où des différences significatives entre les deux fils peuvent apparaître.

On relève en effet un niveau de fluctuation légèrement supérieur dans la chambre de tranquillisation (figure 25) que dans la veine d'essais (figure 24), jusqu'à 10 ou 20 Hz. Au-delà, les fluctuations thermiques sont noyées dans le bruit de fond de l'appareillage.

### 3.5.3. - Fluctuations de pression

Une première analyse consiste à étudier le niveau de bruit de la soufflerie pour différents régimes du moteur (figure 26). On constate tout d'abord une augmentation des fluctuations de pression statique, mesurées dans la veine d'essais lorsque la vitesse augmente.

Les valeurs quadratiques moyennes  $\sqrt{p'^2}$  obtenues à température ambiante (300 K) pour une analyse à 5 kHz, sont les suivantes :

tours/min.	mb
0	0,1
500	0,2
1000	0,2
2100	0,6
2600	0,9

On observe également que la fréquence caractéristique du ventilateur / Réf. 3 / est marquée par un pic de fluctuations de pression (à la précision de mesure de la vitesse de rotation du moteur près), figure 26.

Après avoir étudié le bruit de la soufflerie à température ambiante, nous avons comparé les niveaux des fluctuations de pression obtenues en régime stabilisé, pour différentes températures de l'écoulement, et comparé aussi à une température intermédiaire avec un débit d'azote nul (l'écoulement est alors en phase de réchauffement). Deux gammes de fréquences ont été analysées de 0 à 500 Hz et de 0 à 5 kHz, figures 27 et 28. Les valeurs quadratiques moyennes

$\sqrt{p'^2}/q$  sont alors les suivantes, pour  $N = 2600$  tours/min. (Notons que l'essai était fait à vitesse de rotation du ventilateur constante, le nombre de Mach atteint dans la veine d'essais diminue quand la température augmente).



	Ti	300 K	140 K	165 K ( $Q_{LN_2} = 0 \text{ kg/s}$ )
	M	0,5	0,72	0,70
500 Hz	$\sqrt{P'^2}$	0,6 mb	1,7 mb	1,3 mb
	$10^3 \sqrt{P'^2} / q$	4,2	6,4	5,5
5000 Hz	$\sqrt{P'^2}$	0,9 mb	1,9 mb	1,6 mb
	$10^3 \sqrt{P'^2} / q$	6,1	7,5	6,7

On trouve, bien évidemment, que l'énergie totale de fluctuation est d'autant plus élevée que la gamme d'analyse est grande.

Contrairement à ce qui avait été obtenu dans la soufflerie à induction T'2 (où le nombre de Mach de la veine était constant, quelle que soit la température de l'écoulement, grâce à un col aval) / Réf. 4 /, il y a une influence du niveau de température sur les spectres des fluctuations de pression. Il ne semble pas que l'injection d'azote liquide soit à mettre en cause ; en effet, lorsqu'on arrête celle-ci, on ne retrouve pas le spectre mesuré à température ambiante, figure 27.

A la phase actuelle de l'étude, il semblerait que l'augmentation du bruit avec l'abaissement de la température de l'écoulement, soit liée à l'augmentation du nombre de Mach dans la veine d'essais, le rapport  $\sqrt{P'^2} / q$  (0 - 5 kHz) dépendant peu de la température.

Les spectres des fluctuations de pression statique ont été présentés sous une forme normalisée / Réf. 3 /, faisant apparaître le bruit de couche limite. On observe que le bruit mesuré dans l'installation est relativement élevé ; une étude pourra être entreprise afin de diminuer sensiblement le niveau des fluctuations, et de déterminer si possible les paramètres agissant sur la variation du bruit avec le niveau de température de l'écoulement.

### 3.6. - Problèmes liés aux flux thermiques et aux températures de paroi pour un écoulement cryogénique transsonique

#### 3.6.1. - Exploitation des résultats d'une méthode intégrale de calcul des couches limites turbulentes

La méthode de calcul utilisée est sommairement décrite / Réf. 3 /, on trouvera dans ce rapport les premiers résultats concernant l'effet des flux de chaleur à la paroi sur les grandeurs caractéristiques de la couche limite soumise à des gradients de pression. Une indication sur l'évolution du point de

décollement en fonction des paramètres : gradient de pression, température de paroi et pression (ou nombre de Reynolds), avait également été recherchée.

Dans l'étude actuelle, l'exploitation systématique des programmes de calcul permet de comparer les effets respectifs d'un flux de chaleur à la paroi et du nombre de Reynolds.

La méthode de calcul utilisée pour la résolution des équations de la couche limite est une méthode intégrale, dont on a pu vérifier la validité dans ce domaine de calcul. Il est clair que nous ne nous préoccupons pas ici du phénomène de couplage entre l'écoulement extérieur et la couche limite.

Pour mettre en évidence ces phénomènes, on a envisagé des distributions du nombre de Mach très schématiques, où le gradient de vitesse est constant ; la longueur de calcul est de 1 mètre.

#### Conditions de calcul

Les différentes répartitions de Mach sont présentées (figure 29), où on reporte  $M/M_r$  en fonction de  $x$ .  $M_r$  a été choisi égal à .7 ou 1.2. Les conditions génératrices sont  $T_{ie} = 120$  K,  $P_{ie} = 1$  bar ; l'écoulement est soit laminaire, soit turbulent (dans ce cas, la transition est déclenchée à l'abscisse  $X = .08$  m).

Nous essaierons alors de rendre compte de l'influence de  $T_p$  autour de la valeur adiabatique ( $0,9 < \frac{T_p}{T_f} < 1,1$ ), par le rapport de la variation relative de la grandeur caractéristique choisie à la variation relative de  $T_p$  :

$$\epsilon_x = \left( \frac{\Delta x}{x} \right) / \left( \frac{\Delta T_p}{T_p} \right), \text{ où } x \text{ sera l'épaisseur de déplacement } \delta_1, \text{ l'épaisseur de quantité de mouvement } \theta, \text{ le paramètre de forme } H = \delta_1/\theta, \text{ le coefficient de frottement } C_f.$$

De même, pour qualifier l'influence de la pression  $P_i$  autour de la valeur nominale ( $0,5 < P_i < 2$ ), correspondant à une variation du nombre de Reynolds dans le même rapport, on posera :

$$\eta_x = \left( \frac{\Delta x}{x} \right) / \left( \frac{\Delta P_i}{P_i} \right)$$

Les rapports  $\epsilon_x$  et  $\eta_x$  permettent donc, respectivement, de mesurer la sensibilité de la grandeur  $x$  aux variations de  $T_p$  et de  $P_{ie}$ .

Les évolutions des paramètres de la couche limite  $\delta_1$ ,  $\theta$ ,  $H$  et  $C_f$ , en régime turbulent ou en régime laminaire, sont représentées en fonction de  $X$  (figures 30 à 33), dans notre cas de référence ( $M_r = 0,7$  ;  $P_{ie} = 1$  bar ;  $T_p = T_f$ ), pour les différents gradients de pression étudiés (figure 29).

## Résultats

### 1) Régime laminaire

#### - influence de Pi

On constate que dans ce cas,  $\eta_{\delta_A}$ ,  $\eta_{\theta}$ ,  $\eta_H$ ,  $\eta_{cf}$  sont tout à fait indépendants du nombre de Mach de référence, de l'intensité du gradient de pression (positif, négatif ou nul) et de la station où on les a calculés.

$$\eta_{\delta_A} = \eta_{\theta} = \eta_{cf} = -.50 \text{ et } \eta_H = 0.$$

#### - influence de la température de paroi Tp

Le phénomène est ici plus complexe car si  $\epsilon_{\delta_A}$ ,  $\epsilon_{\theta}$  et  $\epsilon_H$  ont des variations modérées, en revanche  $\epsilon_{cf}$  est sensible à l'intensité du gradient de pression et à la station considérée, tendant même vers  $-\infty$  lorsqu'on s'approche du point de décollement (ce qui est normal puisque Cf est nul en ce point) ; en revanche, il varie peu suivant que le Mach de référence est .7

$$\left\{ \begin{array}{l} 1 < \epsilon_{\delta_A} < 1,2 \\ -0,2 < \epsilon_{\theta} < 0,1 \\ 1 < \epsilon_H < 1,2 \end{array} \right.$$

Les variations de  $\epsilon_{cf}$  sont représentées figure 34.

Afin que l'interprétation de ces résultats soit plus claire, prenons pour exemple l'épaisseur de déplacement  $\delta_1$  : une variation de 1% sur Pi induit une variation de -0.5% sur  $\delta_A$ , alors qu'une variation de 1% sur Tp conduit à une variation de 1 à 1,2% sur  $\delta_A$ , c'est-à-dire que Tp a environ 2 fois plus d'influence que Pi sur  $\delta_A$ .

Pour  $\theta$ , il n'en va pas de même : l'influence de Tp est presque nulle pour des gradients de pression nuls ou positifs, donc seule celle de Pi compte, et pour des gradients de pression négatifs  $\epsilon_{\theta} \approx -.2$ , c'est-à-dire un rapport d'influence 2 à 3 en faveur de Pi.

Pour H, le cas est simple puisque seule, la température de paroi agit sur ce paramètre, Pi n'ayant aucune influence.

Quant au coefficient de frottement, il est préférable de se référer à la figure (34) et de multiplier par 2, (puisque  $\eta_{cf} = -.5$ ) l'échelle en ordonnées afin de se rendre compte de l'influence relative de Tp et Pi.

### 2) Régime turbulent

#### - influence de Pi

Ici, on peut faire exactement les mêmes remarques qu'en régime laminaire, à savoir que  $\eta_{\delta_A}$ ,  $\eta_{\theta}$ ,  $\eta_H$ ,  $\eta_{cf}$  sont insensibles au gradient de pression, au Mach de référence et à la station choisie ; les valeurs sont cependant plus faibles :

$$\eta_{\delta_A} \approx -0,2 \quad \eta_{\theta} \approx -0,2 \quad \eta_H \approx 0 \quad \eta_{cf} \approx 0,14$$

- influence de  $T_p$

La situation diffère ici du régime laminaire, et de manière sensible. En effet, les coefficients à peu près constants sont à présent :  $\mathcal{E}_{\delta_1}$  et  $\mathcal{E}_{cf}$   $0,8 < \mathcal{E}_{\delta_1} < 0,9$  et  $-0,3 < \mathcal{E}_{cf} < -0,2$ , qui ne dépendent pratiquement ni du gradient de pression, ni de la station de calcul.

Par contre,  $\mathcal{E}_H$  et  $\mathcal{E}_\theta$  ont des variations plus étendues, comme le montre la figure 35 ; on retiendra pour mémoire que  $\mathcal{E}_H$  reste voisin de 1.

Les influences relatives de  $T_p$  par rapport à  $P_i$  sont donc de l'ordre de 4 pour  $\delta_1$ , 1.5 à 2 pour  $\mathcal{C}_f$ , quant à  $\theta$  de 0 à 2, c'est-à-dire que la tendance peut s'inverser. Pour  $H$ , seule la température de paroi a une action sensible.

Notons encore que, comme en laminaire, le nombre de Mach de référence a une influence peu sensible (il déplace ces valeurs tout au plus de 0.1).

Conclusion

On retiendra donc de cette comparaison que l'effet Reynolds n'est généralement pas négligeable devant l'effet de température de paroi (sauf pour le paramètre de forme où le Reynolds n'a aucune influence) ; notamment pour l'épaisseur de quantité de mouvement dont on sait que la valeur au bord de fuite du profil est directement liée à la traînée par la relation de SQUIRE et YOUNG.

Cependant, l'effet d'une variation de température pariétale est beaucoup plus complexe, car elle agit de façon différente suivant le paramètre étudié et les gradients de pression imposés.

Il reste à souligner l'importance que prend la température de paroi lorsqu'on travaille en transition naturelle, et non plus en transition déclenchée ; en effet, une étude faite aux Etats-Unis a montré que le nombre de Reynolds de l'abscisse au point de transition, était directement proportionnel à  $(\frac{T_p}{T_f})^{-7}$  ; on se rend compte tout de suite qu'une erreur de 1% sur la température de paroi (ce qui représente, à ces températures cryogéniques, à peine plus de 1°) conduit à une erreur de 7% sur le nombre de Reynolds de transition, et donc sur la position de celle-ci. Il est dans ces conditions hors de question de négliger ce phénomène lorsqu'on travaille en transition naturelle.

3.6.2. - Etude expérimentale de l'effet de température sur un profil CAST 7

Au cours d'une campagne d'essais effectuée à T2 sur le profil CAST 7, avec l'utilisation des parois adaptables, nous avons étudié les effets d'un écart de température de la maquette par rapport à la température adiabatique / Réf. 5 /.

Quelques minutes avant la rafale à température ambiante ( $T_{ie} \approx 280$  K), nous chauffons la maquette à l'aide d'une couverture chauffante ; puis, les parois étant prépositionnées suivant une forme proche de l'adaptation, nous enregistrons au cours de la rafale l'évolution des températures et la répartition des pressions le long du profil (figures 36 et 37).

En une rafale, on peut donc suivre l'influence du  $T_p/T_f$  (figure 36) sur les caractéristiques aérodynamiques déduites de la distribution de pression mesurée sur le profil, tous les autres paramètres étant constants par ailleurs ( $i = 0^\circ$ ,  $M_\infty = 0.78$ , pression génératrice fixée, parois de la veine immobiles, déclenchement de la transition à 7% etc...).

Nous présentons figure 37 la distribution du nombre de Mach, relevée au début et à la fin de la rafale ( $T_p/T_f = 1,109$  et  $1,064$  à 30% de la corde). A première vue, l'effet paraît négligeable, cependant il y a un petit écart systématique qui se traduit par une évolution des coefficients aérodynamiques ( $C_{xp}$ ,  $C_z$ ,  $C_m$ ) (figure 38).

Nous avons également mis en évidence l'effet d'une variation du nombre de Reynolds, en augmentant la pression génératrice de l'écoulement / Réf. 5 /. Une comparaison des deux effets apporte des enseignements intéressants ; par exemple, une modification du coefficient de portance  $\Delta C_z = -0,01$  ( $\frac{\Delta C_z}{C_z} \approx -2\%$ ) serait produite par :

- une augmentation de la température de paroi de  $\frac{\Delta T}{T} = 8\%$
- ou - une diminution du nombre de Reynolds de  $\frac{\Delta Re}{Re} = 25\%$ .

Les conclusions tirées de l'effet comparé du Reynolds et de la température ne sont pas identiques, suivant le paramètre observé (position de l'onde de choc, coefficient de traînée, coefficient de portance, etc...), figure 38.

De plus, il faudrait explorer systématiquement le domaine (en incidence et en nombre de Mach) d'utilisation du profil pour tirer des conclusions valables sur l'influence de la température de paroi. Cette première approche montre cependant qu'il faut des moyens de mesure et de dépouillement relativement sophistiqués, pour détecter les écarts produits par une faible variation de la température de paroi.

#### 4 - RECAPITULATION DES RESULTATS ACQUIS

- L'augmentation du volume du bidon d'injection d'azote offre la possibilité d'effectuer des essais de longue durée lorsque la pression génératrice est de 1 bar (essais de contrôle ou de mise au point), mais aussi des rafales stabilisées à la puissance maximale du ventilateur (pression génératrice et Mach veine maximum).

- La liaison entre la soufflerie T'3 et le système d'acquisition de données rapide nous a permis, après une phase de mise au point, d'effectuer des mesures de fluctuation de pression et de température.

- Les problèmes d'instrumentation relatifs au fonctionnement cryogénique continu ont été abordés dans cette installation pilote. Il a été ainsi constaté que les principales solutions retenues pour la soufflerie T'2 à court temps de rafale (30 s), / Réf. 4 /, restaient valables même pour des fonctionnements de longue durée.

- Les performances de la soufflerie actuelle ont été soigneusement vérifiées dans tout son domaine d'utilisation. Nous nous sommes particulièrement attachés à déterminer la répartition des pertes de charge le long du circuit, ainsi que les profils de vitesse en différentes sections. La partie hautes vitesses de longueur importante représente la cause essentielle des pertes de circuit.

- Nous avons effectué une étude comparative des qualités de l'écoulement, relatives aux fluctuations de température dans la chambre de tranquillisation et aux fluctuations de pression dans la veine d'essais, pour les températures cryogéniques comme pour les températures ambiantes. Nous n'avons pas trouvé d'augmentation du bruit thermique et aérodynamique qui aurait pu être provoquée par l'injection d'azote liquide.

- Les gradients de température de mesures dans la veine d'essais, horizontalement et transversalement, montrent une bonne homogénéité spatiale.

- L'exploitation systématique, autour d'un cas réaliste, de la méthode intégrale de calcul des couches limites laminaire et turbulente avec flux de chaleur, nous a permis de comparer les effets provoqués par une variation du nombre de Reynolds ou par une variation de la température de paroi. Les modifications apportées par l'augmentation de la pression génératrice de l'écoulement sont relativement simples à analyser ; par contre, une variation de la température pariétale implique des modifications beaucoup plus complexes, fonctions notamment de l'abscisse choisie ou des gradients de pression étudiés. Il semblerait également que le point de transition soit très sensible au paramètre  $T_p/T_f$ , les essais effectués en transition libre seraient alors fortement affectés par l'effet température.

- Une étude expérimentale sur un profil CAST 7 a été conduite dans la soufflerie T2, équipée de ses parois adaptables. L'effet de température a été observé dans un cas particulier ( $M_\infty = 0.78$ ,  $i = 0$ , transition déclenchée à 7%), en chauffant la maquette avant une rafale à température ambiante. Nous avons constaté une influence légère, mais systématique, sur les caractéristiques aérodynamiques du profil. On ne peut cependant pas en conclure que les écarts provoqués par une température de maquette légèrement différente de la température adiabatique, sont négligeables devant l'influence des autres paramètres.

## 5 - CONCLUSION

L'amélioration progressive du circuit (veine, ventilateur), de ses organes annexes (alimentation d'azote), de l'instrumentation (capteur de pression, sonde de température) et de sa chaîne d'acquisition de données, a pour but de rendre pleinement opérationnelle une installation dans laquelle des recherches à caractère fondamental pourront être effectuées.

Cependant, l'analyse détaillée de chacune des étapes permet de tirer un grand nombre d'enseignements sur la conception et le fonctionnement des souffleries cryogéniques en général, qui font appel à une technologie nouvelle dont de nombreux aspects sont inconnus ou incertains.

Parallèlement aux études expérimentales, il est important de développer des moyens de calcul théorique dont le point essentiel concerne les transferts

de chaleur. Nous avons mis l'accent sur l'influence de la température de paroi sur les principales caractéristiques de la couche limite. En effet, les mesures qui seront effectuées sur une maquette en soufflerie cryogénique seront plus ou moins affectées par l'écart de température entre la maquette et l'écoulement. Il est alors important de définir les tolérances admissibles, car celles-ci conditionnent la conception des maquettes et le déroulement des essais.

## 6 - PERSPECTIVES ULTERIEURES

- On recherchera les solutions susceptibles d'améliorer le fonctionnement aérodynamique du circuit, permettant d'aboutir à une réduction de la perte de charge dont devraient bénéficier la consommation d'azote liquide (du fait de la diminution de la puissance nécessaire), le nombre de Reynolds maximum atteint dans la soufflerie (par augmentation de la pression génératrice) et les qualités de l'écoulement (réduction des décollements).

- On étudiera les améliorations liées au système d'entraînement (moteur, multiplicateur, ventilateur), permettant de couvrir aux vitesses transsoniques une plage de températures de fonctionnement nettement plus importante que la plage très réduite actuellement disponible. Notamment, le remplacement du ventilateur actuel par un ventilateur à double étage permettrait d'augmenter la section de passage, ce qui contribuerait à réduire les pertes de charge du circuit et à diminuer les pertes thermiques importantes localisées dans cette section.

- Les études développées pour l'instrumentation des souffleries cryogéniques devront être poursuivies :

- . d'une part dans le sens de l'obtention de résultats de plus en plus précis et détaillés, afin d'obtenir une qualification de plus en plus fine de l'écoulement,
- . d'autre part dans le sens de la mise au point de techniques expérimentales en ambiance cryogénique de plus en plus sophistiquées.

- Les méthodes de calcul théorique devront être développées de manière à être directement comparables aux essais effectués sur maquette. Deux axes sont envisagés :

- . programme de calcul de la couche limite avec flux de chaleur, couplé avec un calcul du champ aérodynamique potentiel,
- . méthode de calcul des transferts de chaleur à l'intérieur des matériaux, couplée à une méthode intégrale de calcul des couches limites en présence de gradient de pression.

- Enfin, il est nécessaire d'étudier dès à présent la conception des maquettes pour des essais en soufflerie cryogénique : mise en température des profils avant la séquence de mesure, déclenchement de la transition pour des couches limites de faibles dimensions, ou au contraire éviter un déclenchement intempestif de la transition qui risque d'être produit par les prises de pression.

7 - REFERENCES

- |       |  |  |
|-------|--|--|
| / 1 / | D. FAULMANN<br>N. ROCHAS<br>J. LUNEAU      | Etude de l'injection d'azote liquide dans une soufflerie cryogénique.<br>Rapport de synthèse finale n° 7/5007 AYD Décembre 1979  |
| / 2 / | D. FAULMANN                                | Souffleries cryogéniques. Problèmes liés au fonctionnement continu en basse température<br>Rapport de synthèse finale n° 9/5007 AYD Juin 1980  |
| / 3 / | A. BLANCHARD<br>V. DELCOURT<br>M. PLAZANET | Soufflerie cryogénique "continue" T'3 du CERT/DERAT.<br>Etude préliminaire des qualités d'écoulement<br>Rapport technique OA n° 10/5007 AYD Mars 1981  |
| / 4 / | A. BLANCHARD<br>J.B. DOR<br>J.F. BREIL     | Mesures des fluctuations de température et de pression dans la soufflerie cryogénique T'2<br>Rapport technique OA n° 8/5007 AND (DERAT 8/5007 DN)<br>Janvier 1980  |
| / 5 / | A. BLANCHARD<br>A. MIGNOSI                 | Résultats préliminaires sur les effets du nombre de Reynolds et de la température : Profil CAST 7 essayé dans la soufflerie T2 aux parois adaptées<br>Fiche technique (DERAT) n° 1/81  |
| / 6 / | A. BLANCHARD<br>J.B. DOR                   | Méthode implicite de résolution de l'équation monodimensionnelle de la chaleur avec les caractéristiques thermiques $\lambda$ , $\rho$ , $C$ variables - Applications numériques pour l'étude des souffleries cryogéniques<br>Rapport technique OA n° 11/5007 AYD Février 1981 |



## LISTE DES FIGURES

### PLANCHES

FIGURE 1 : Circuit de la soufflerie cryogénique à ventilateur T'3	1
2 : Système d'injection d'azote liquide	2
3 : Essai cryogénique de longue durée	3
4 : Températures de paroi au cours d'un essai cryogénique de longue durée	4
5 : Comparaison de la bande passante des capteurs Kulite pour deux montages à la paroi	5
6 : Schéma de l'alimentation des fils thermorésistifs	6
7: Etalonnage des fils froids	7
8 : Chaîne de mesure	8
9 : Débits massique et volumique dans la soufflerie T'3 en fonction du nombre de Mach dans la veine (ramenés aux conditions standards)	9
10 : Pertes de charges totales de la soufflerie en fonction du nombre de Mach	10
11 : Profil de vitesse entre les coudes 1 et 2 du circuit T'3	11
12 : Distribution des vitesses en aval du ventilateur	11
13 : Performance du ventilateur dans les conditions nominales d'utilisation	12
14 : Puissance nécessaire pour vaincre les pertes de charge du circuit à $M = 0,85$ en fonction de la pression et de la température	13
15 : Puissance théoriquement disponible au moteur en fonction de la température, lorsque la vitesse de rotation du ventilateur est telle que le nombre de Mach veine est égal à 0,85	13
16 : Nombre de Reynolds unitaire en fonction de la pression et de la température	14
17 : Gradient vertical de température dans la veine d'essais	15
18 : Gradient horizontal de température dans la veine d'essais	16

FIGURE 19 : Signal brut délivré par le fil froid ( $5 \mu\text{m}$ )	17
20 : Comparaison des fluctuations de température dans la chambre de tranquillisation en cryogénie et à température ambiante (50 Hz)	18
21 : Comparaison des fluctuations de température dans la chambre de tranquillisation (500 Hz)	18
22 : Signaux bruts délivrés par les fils froids ( $9 \mu\text{m}$ ) dans la chambre de tranquillisation et dans la veine	19
23 : Coefficient de corrélation des deux signaux en fonction du décalage en temps	19
24 : Spectre des fluctuations de température dans la veine d'essais	20
25 : Spectre des fluctuations de température dans la chambre de tranquillisation	20
26 : Fluctuations de pression pour quatre vitesses de rotation du ventilateur	21
27 : Comparaison des fluctuations de pression dans la veine d'essais en cryogénie et à température ambiante (500 Hz)	22
28 : Comparaison des fluctuations de pression dans la veine d'essais (5000 Hz)	22
29 : Gradients de pression pour lesquels l'effet de la température de paroi et du nombre de Reynolds sur les paramètres de la couche limite a été calculé	23
30 : Evolution de $\delta_1$ et $\delta_2$ en régime <u>laminaire</u> pour les différents cas de gradient de pression ( $M = 0,7$ ; $T_p = T_f$ )	24
31 : Evolution de $C_f$ et $H$ en <u>laminaire</u> pour les différents cas de gradient de pression ( $M = 0,7$ ; $T_p = T_f$ )	25
32 : Evolution de $\delta_1$ et $\delta_2$ en régime <u>turbulent</u> pour les différents cas de gradient de pression ( $M = 0,7$ ; $T_p = T_f$ )	26
33 : Evolution de $C_f$ et $H$ en <u>turbulent</u> pour les différents cas de gradient de pression ( $M = 0,7$ ; $T_p = T_f$ )	27
34 : Couche limite laminaire : effet de température sur le $C_f$	28
35 : Couche limite turbulente : effet de température sur les paramètres : $\delta_1$ , $\delta_2$ , $H$ et $C_f$	29

- FIGURE 36 : Evolution de la température du profil CAST 7 au cours  
d'une rafale à T2 (profil préchauffé) 30
- 37 : Effet de la température sur la répartition des  
nombres de Mach relevés le long du profil CAST 7 31
- 38 : Evolution des différents coefficients aérodynamiques  
( $C_{xp}$ ,  $C_z$ ,  $C_m$ ) en fonction de la température de la  
maquette 32

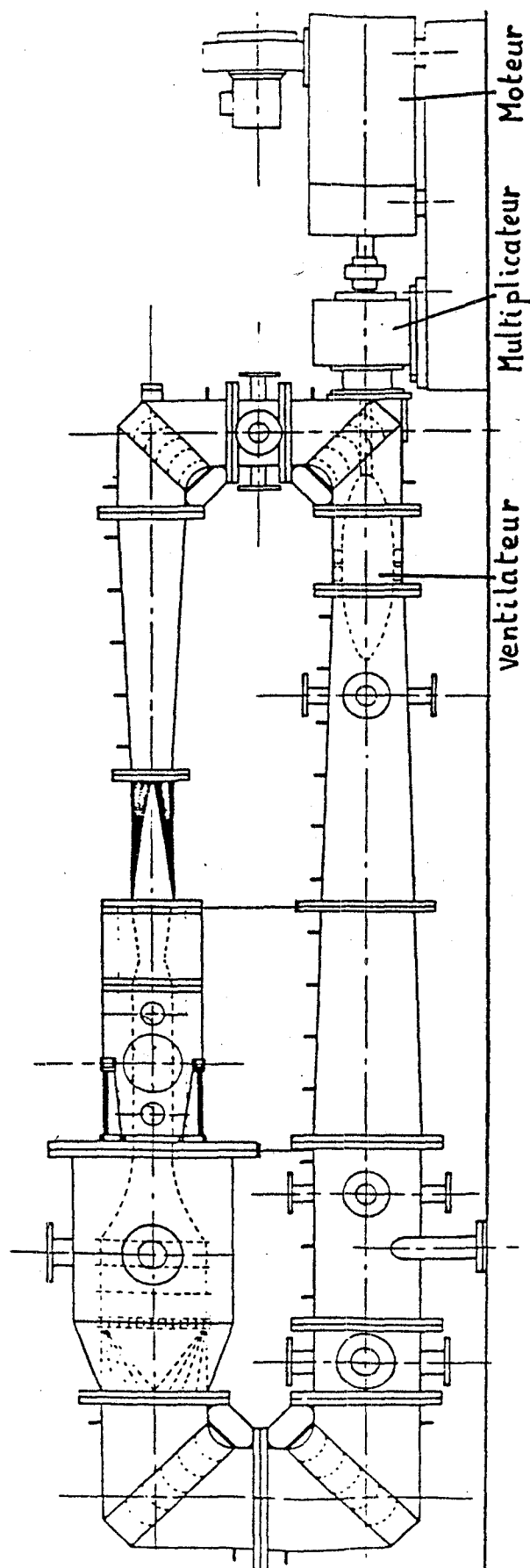


FIGURE 1 : CIRCUIT DE LA SOUFFLERIE CRYOGENIQUE A VENTILATEUR T'3

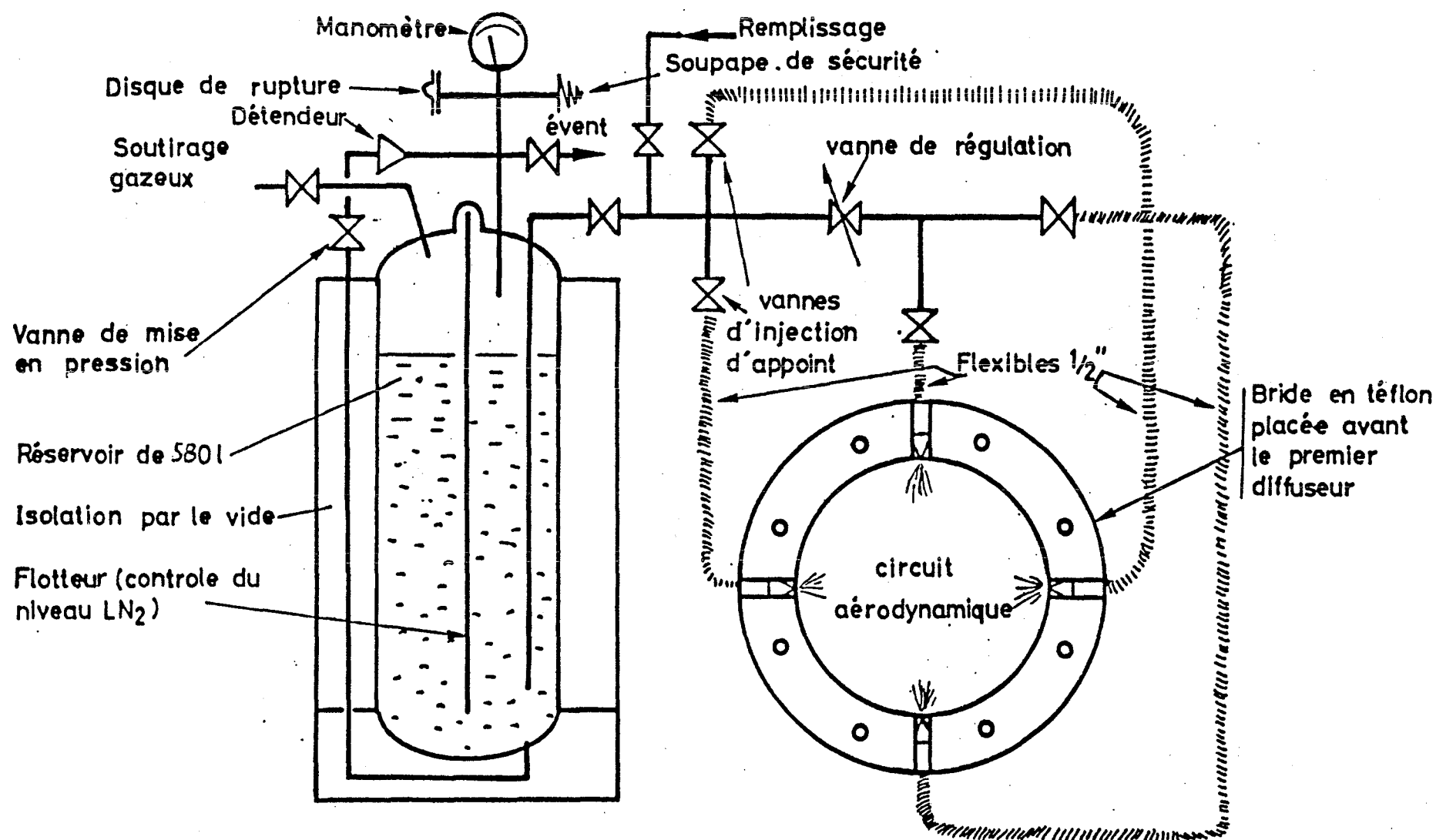


FIGURE 2 : STOCKAGE ET SYSTEME D'INJECTION D'AZOTE LIQUIDE.

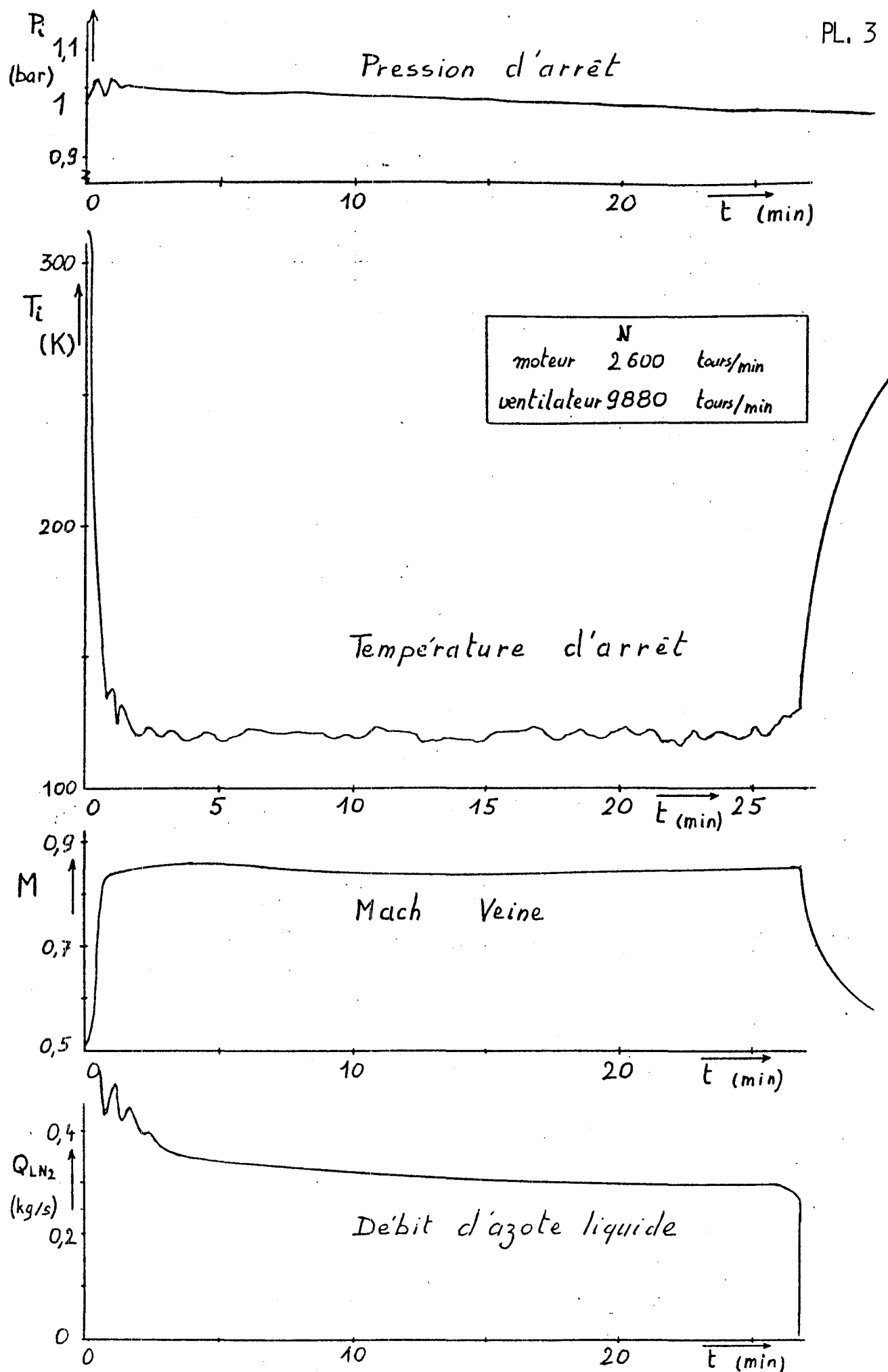


FIGURE 3 : ESSAI CRYOGENIQUE DE LONGUE DUREE

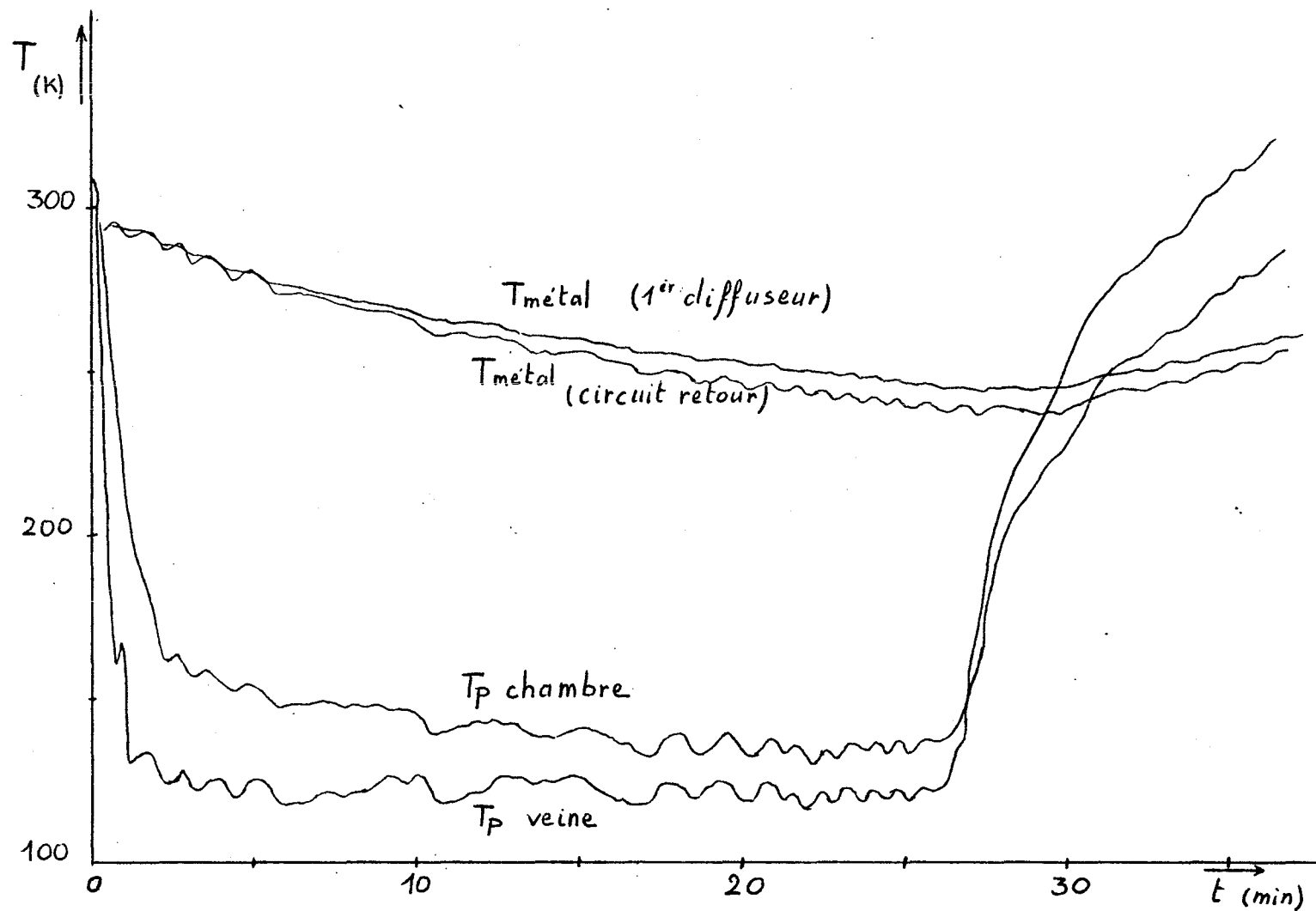
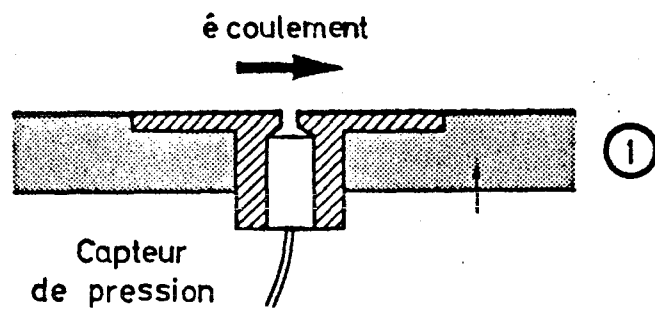
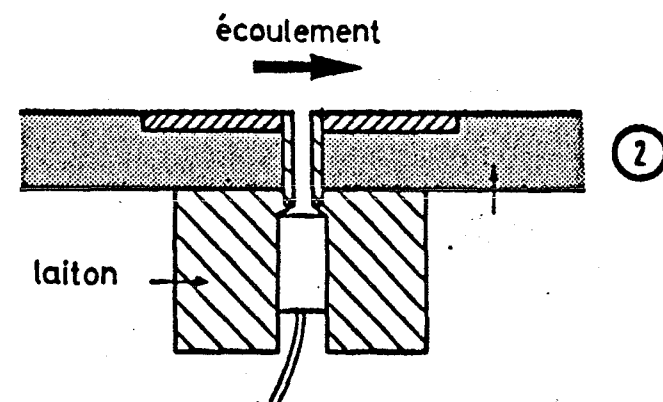


FIGURE 4 : TEMPERATURES PRISES PAR L'ISOLANT ET LE METAL  
AU COURS D'UN ESSAI CRYOGENIQUE A T'3



Fonctionnement à basse température



Fonctionnement à température ambiante

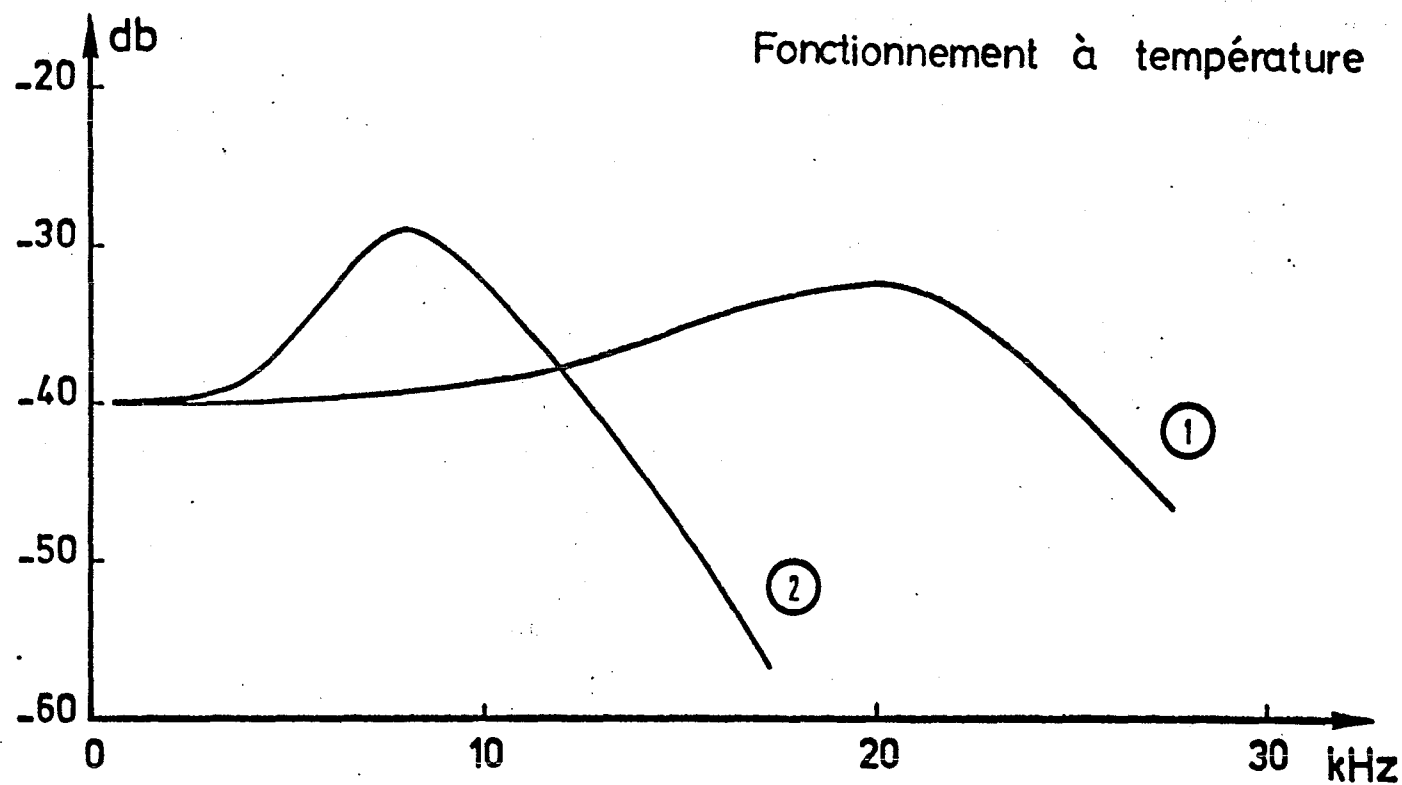


FIGURE 5 : COMPARAISON DE LA BANDE PASSANTE DES CAPTEURS KULITE DANS DEUX MONTAGES A LA PAROI DIFFERENTS.



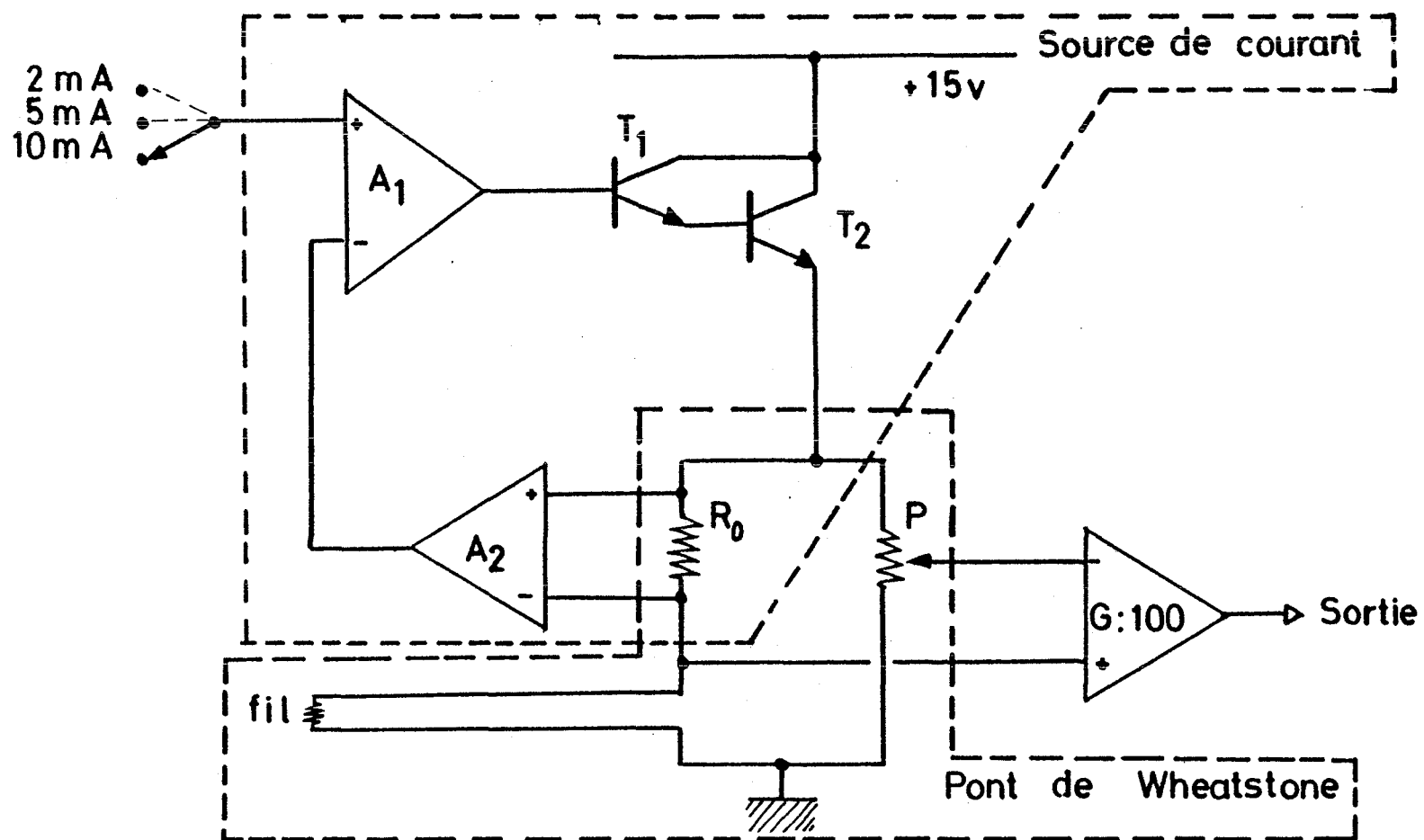


FIGURE 6 : SCHEMA DE L'ALIMENTATION DES FILS THERMORESISTIFS

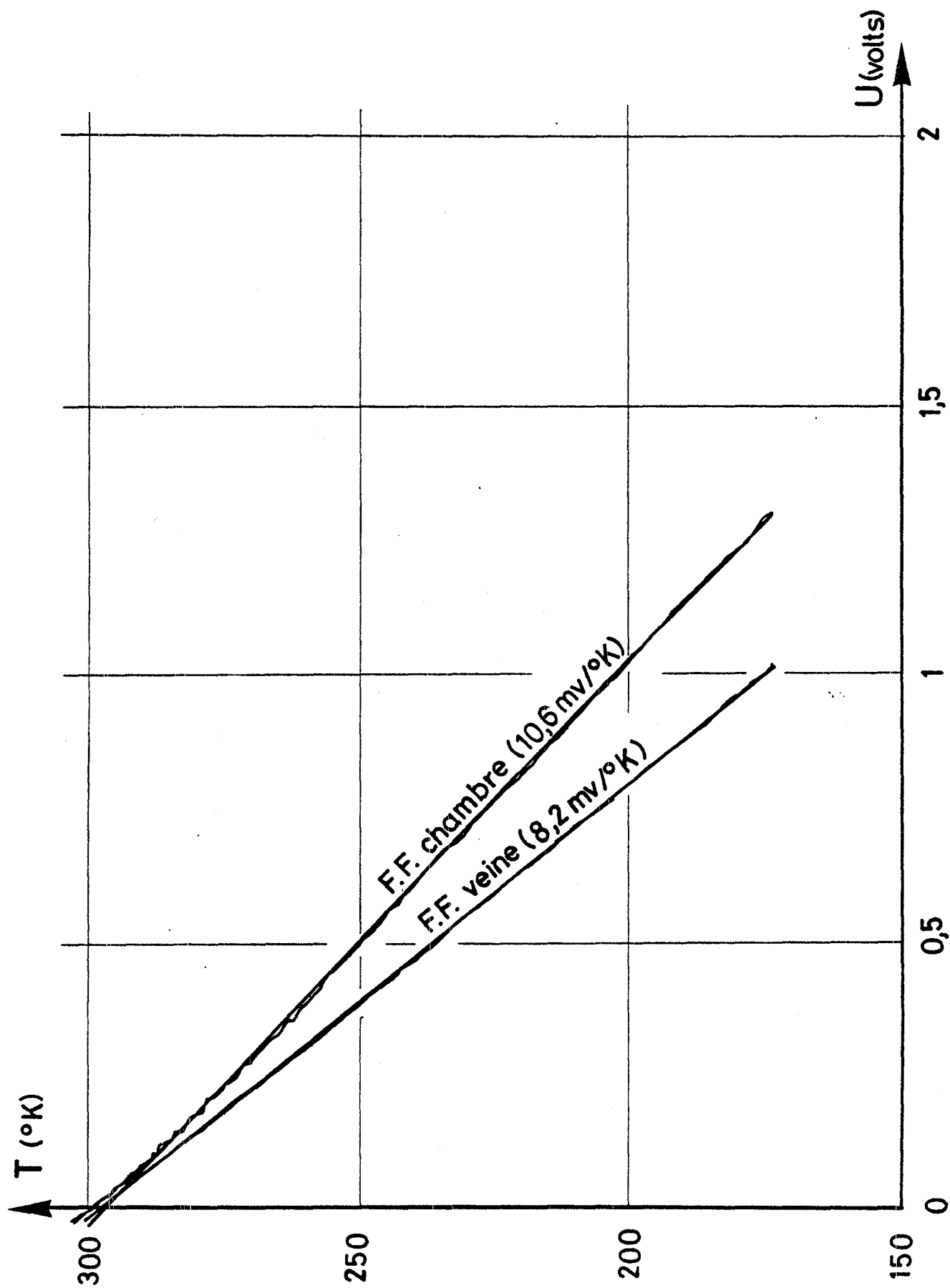


FIGURE 7 : ETALONNAGE DES FILS FROIDS

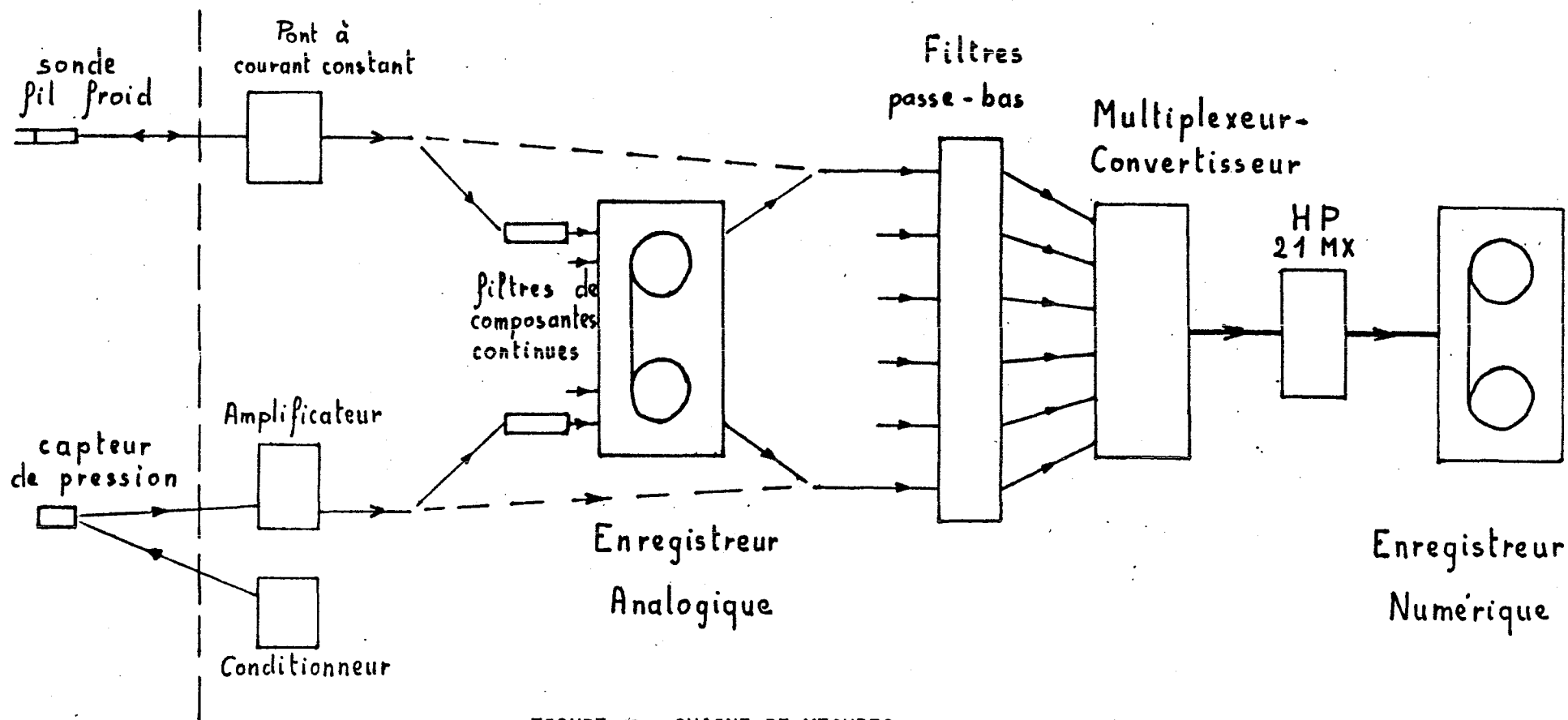


FIGURE 8 : CHAÎNE DE MESURES

$$\begin{cases} \delta = P_i / P_{i0} \\ \theta = T_i / T_{i0} \end{cases} \quad \text{avec} \quad \begin{cases} P_{i0} = 1,0132 \text{ bar} \\ T_{i0} = 288 \text{ K} \end{cases}$$

Débit massique

$$\frac{Q_m \sqrt{\theta}}{\delta} = \sqrt{\gamma} \cdot \frac{P_{i0}}{R} \cdot \frac{S}{\sqrt{T_{i0}}} \cdot \frac{M}{(1+0,2 M^2)^3}$$

Débit volumique dans la veine

$$\frac{Q_v}{\sqrt{\theta}} = \sqrt{\gamma R T_{i0}} \cdot S \cdot \frac{M}{(1+0,2 M^2)^{1/2}}$$

Débit volumique dans le circuit retour ( $M_{local} \ll 1$ )

$$\frac{Q_{vol.}}{\sqrt{\theta}} = \sqrt{\gamma R T_{i0}} \cdot S \cdot \frac{M}{(1+0,2 M^2)^3}$$

veine de  $T_3'$  ( $100 \times 120 \text{ mm}^2$ )

M	0,3	0,4	0,5	0,55	0,6	0,65	0,7	0,75	0,8	0,85	0,9	0,95	1
$\frac{Q_m \sqrt{\theta}}{\delta}$	1,40	1,79	2,13	2,27	2,40	2,51	2,61	2,68	2,75	2,79	2,83	2,84	2,85
$\frac{Q_v}{\sqrt{\theta}}$	1,19	1,58	1,96	2,15	2,33	2,51	2,68	2,86	3,03	3,19	3,35	3,52	3,67
$\frac{Q_{vol.}}{\sqrt{\theta}}$	1,14	1,46	1,74	1,85	1,96	2,05	2,13	2,19	2,24	2,28	2,31	2,32	2,33

FIGURE 9 : DEBITS MASSIQUE ET VOLUMIQUE DANS LA SOUFFLERIE T'3  
EN FONCTION DU NOMBRE DE MACH DANS LA VEINE  
(RAMENES AUX CONDITIONS STANDARDS)

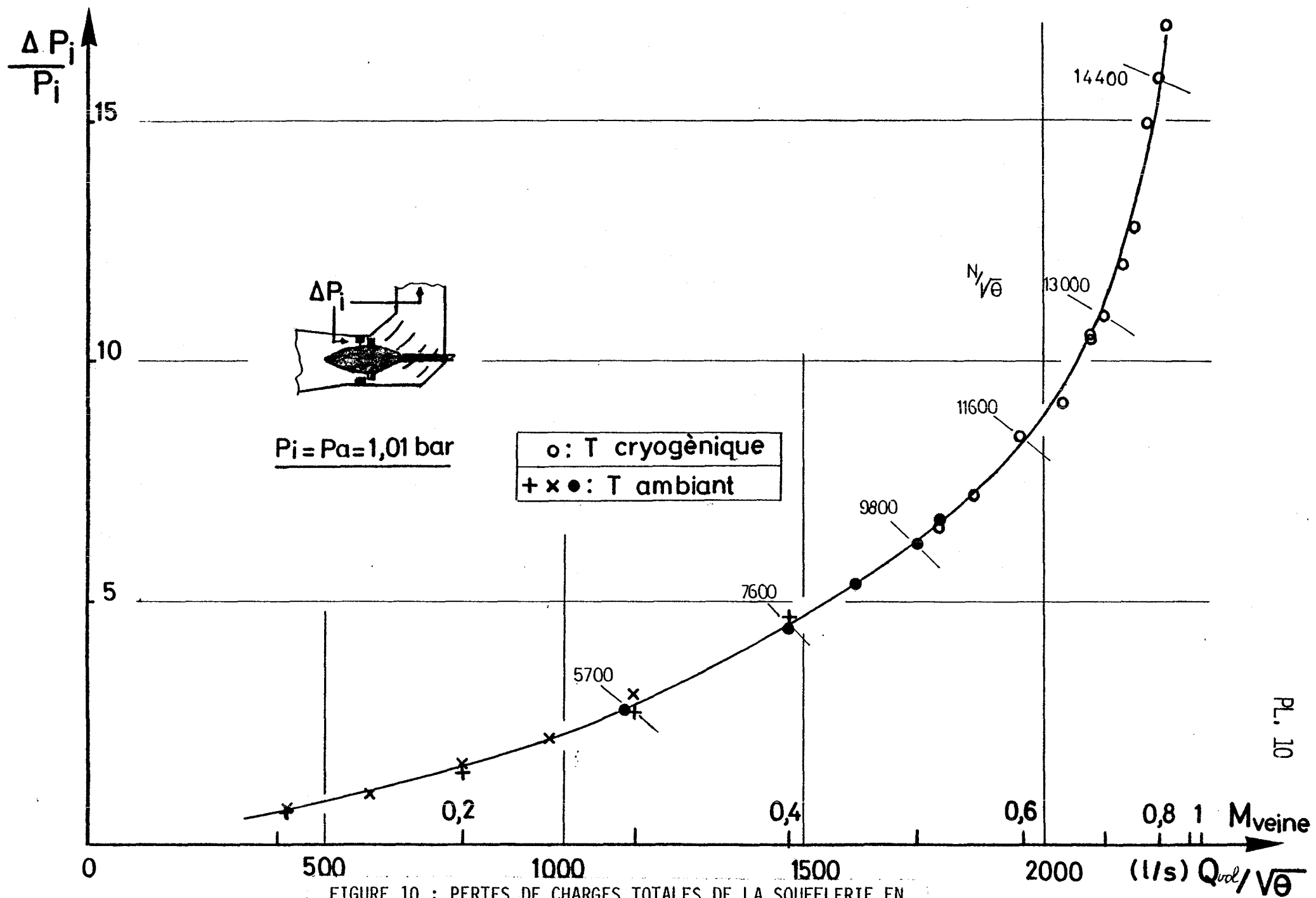


FIGURE 10 : PERTES DE CHARGES TOTALES DE LA SOUFFLERIE EN FONCTION DU NOMBRE DE MACH

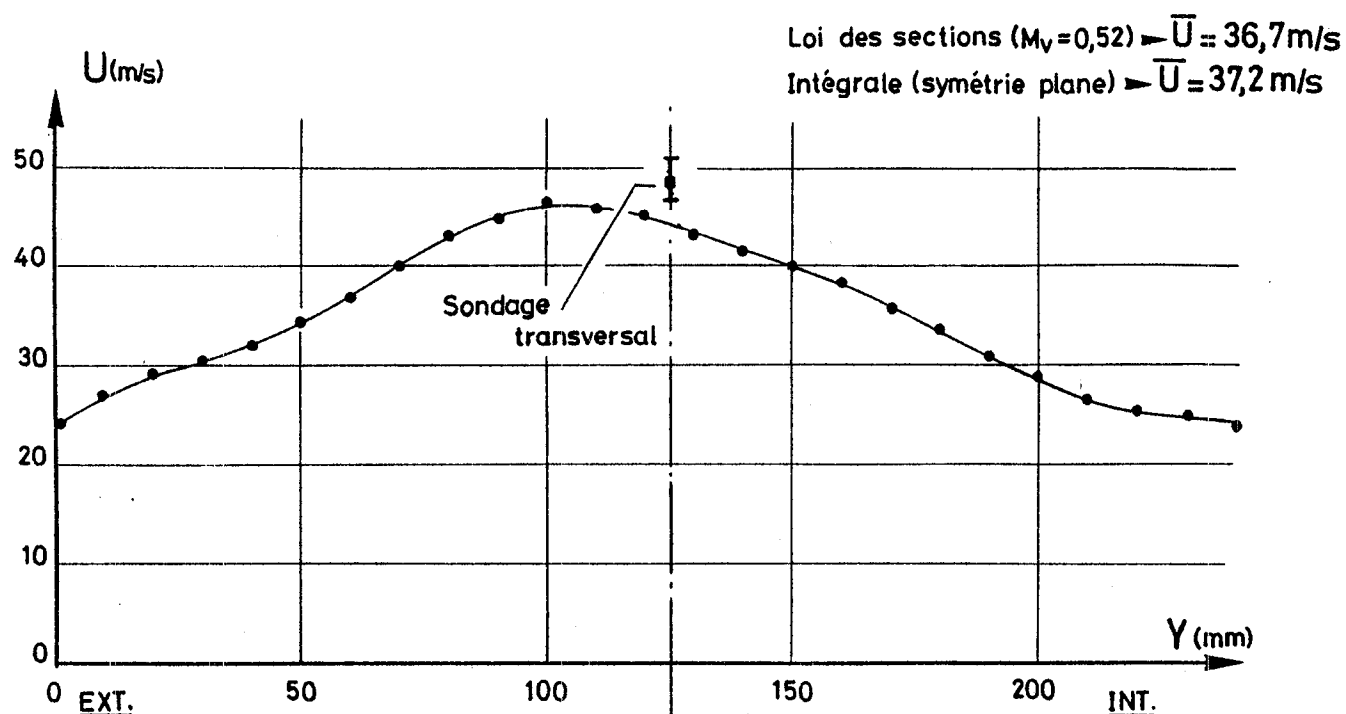


FIGURE 11 : PROFIL DE VITESSE ENTRE LES COUDES 1 ET 2  
 DU CIRCUIT T'3.

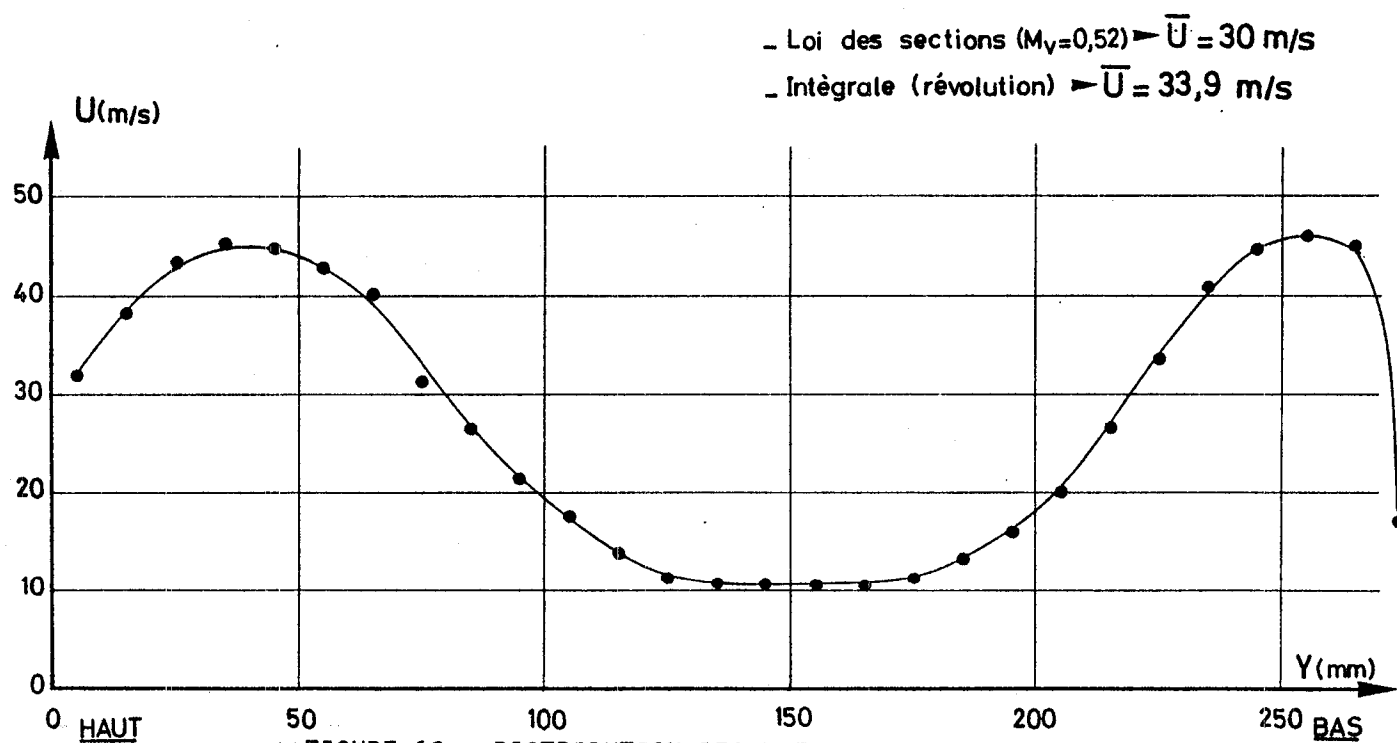


FIGURE 12 : DISTRIBUTION DES VITESSES EN AVAL DU VENTILATEUR

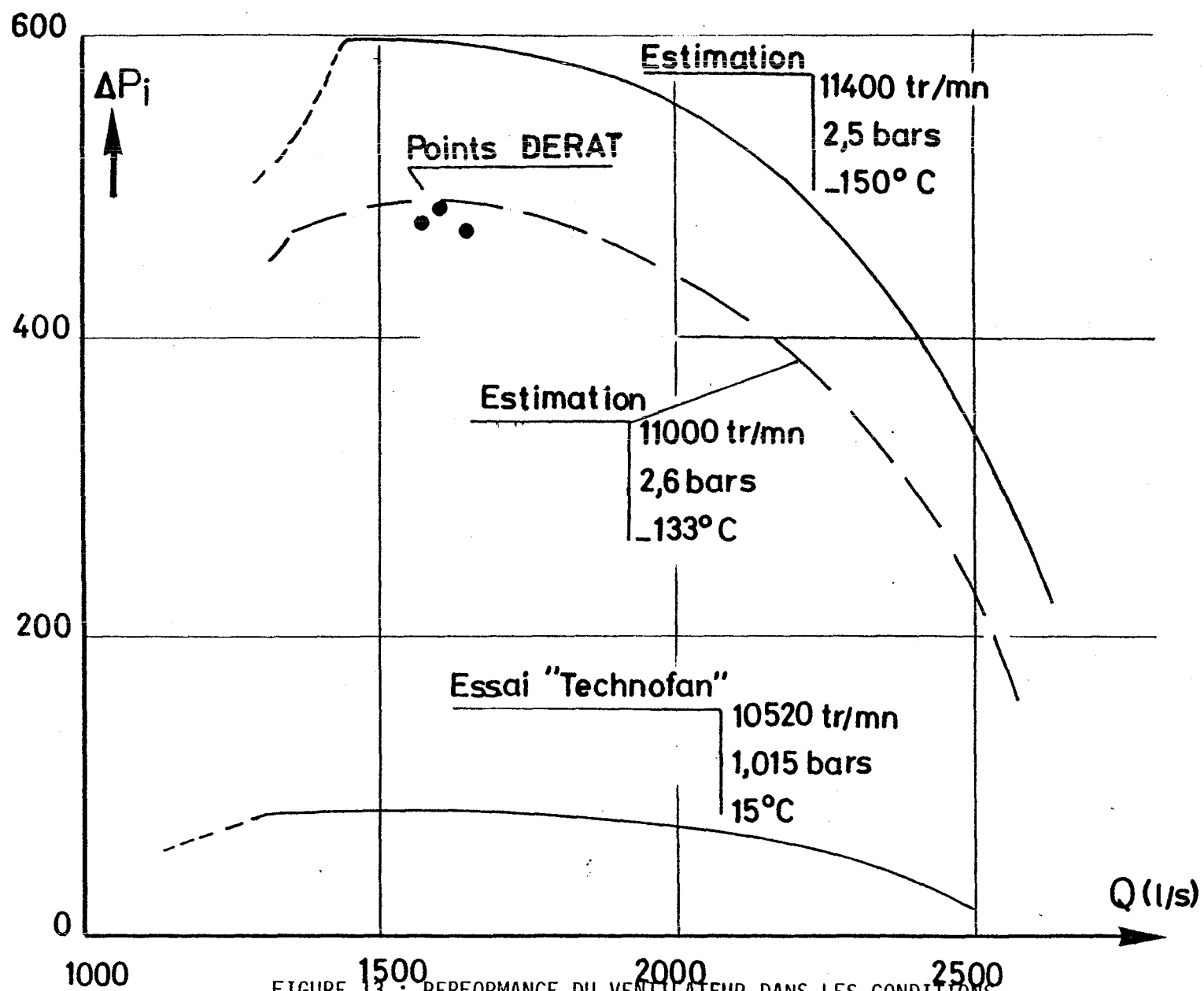


FIGURE 13 : PERFORMANCE DU VENTILATEUR DANS LES CONDITIONS NOMINALES D'UTILISATION

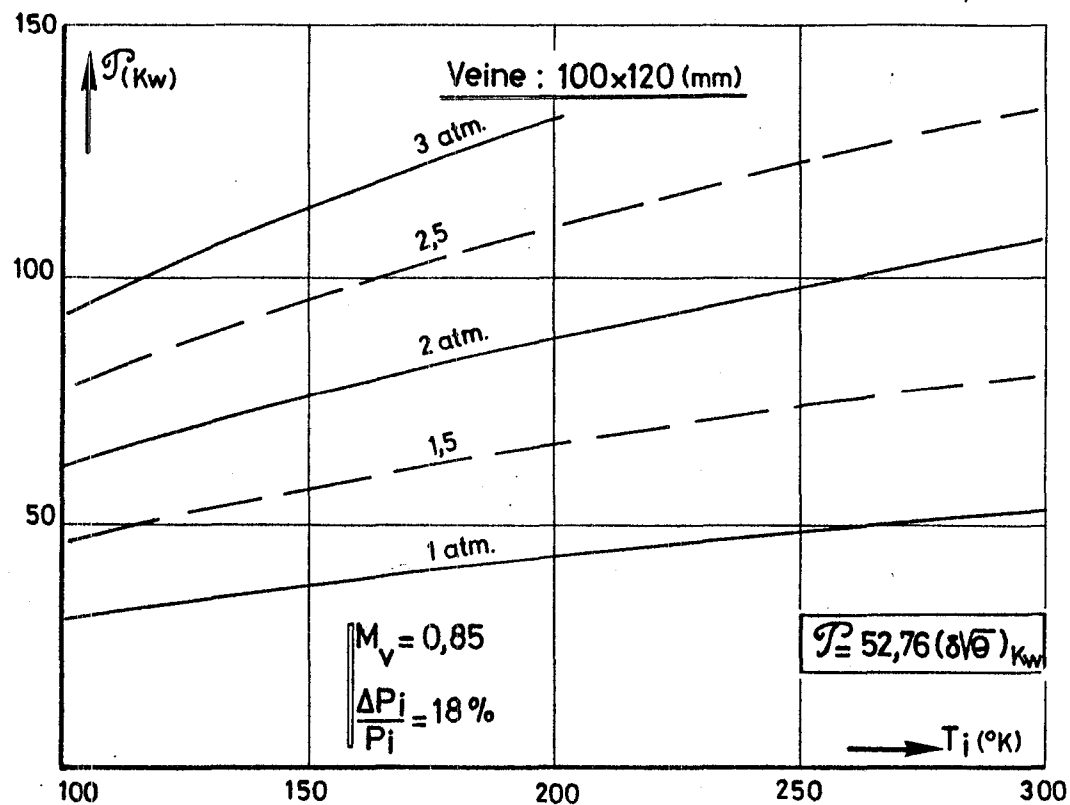


FIGURE 14 : PUISSANCE NÉCESSAIRE POUR VAINCRE LES PERTES DE CHARGE DU CIRCUIT A  $M=0,85$  EN FONCTION DE LA PRESSION ET DE LA TEMPÉRATURE

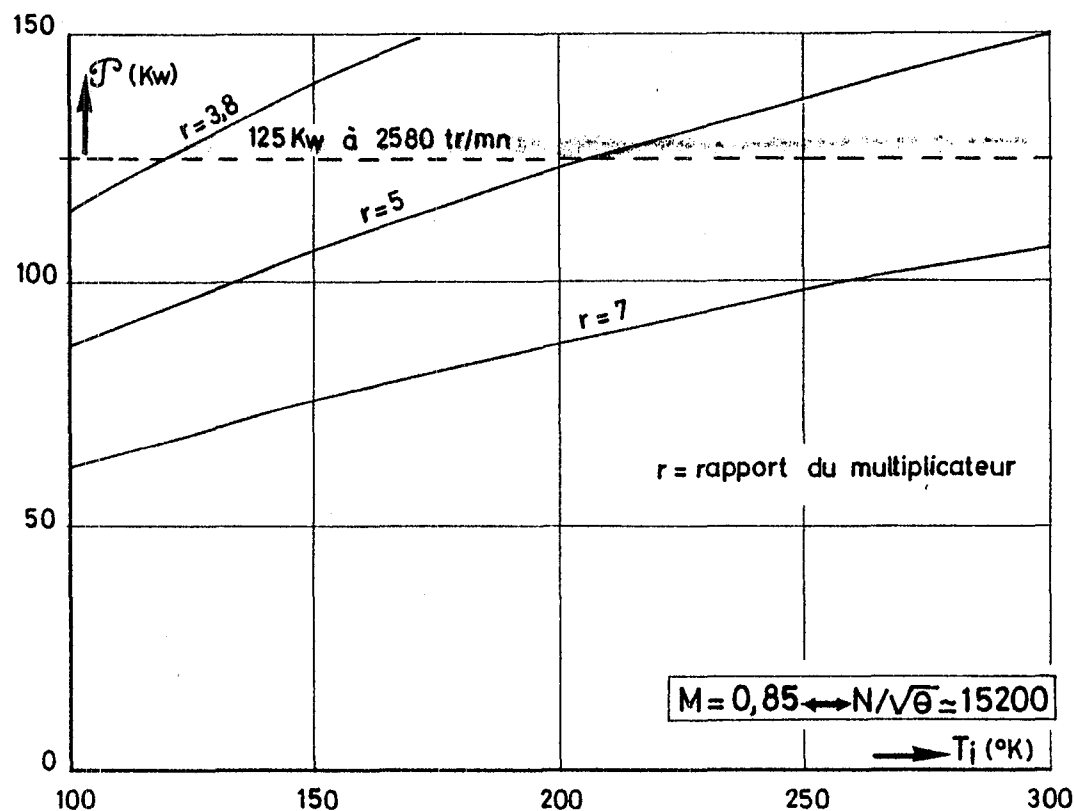


FIGURE 15 : PUISSANCE THÉORIEMENT DISPONIBLE AU MOTEUR EN FONCTION DE LA TEMPÉRATURE, LORSQUE LA VITESSE DE ROTATION DU VENTILATEUR EST TELLE QUE LE NOMBRE DE MACH VEINE EST ÉGAL A 0,85



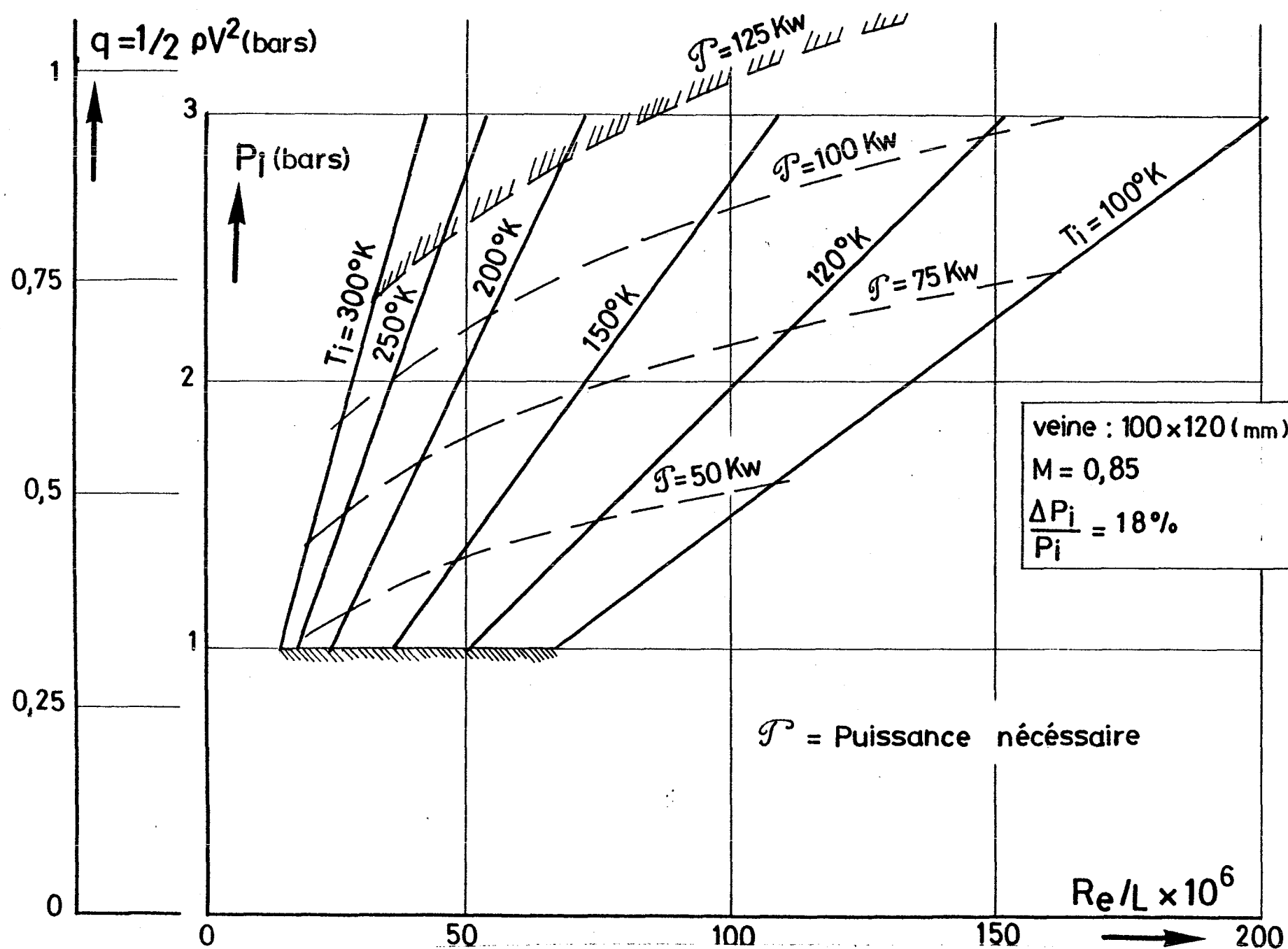


FIGURE 16: NOMBRE DE REYNOLDS UNITAIRE EN FONCTION DE LA PRESSION ET DE LA TEMPERATURE

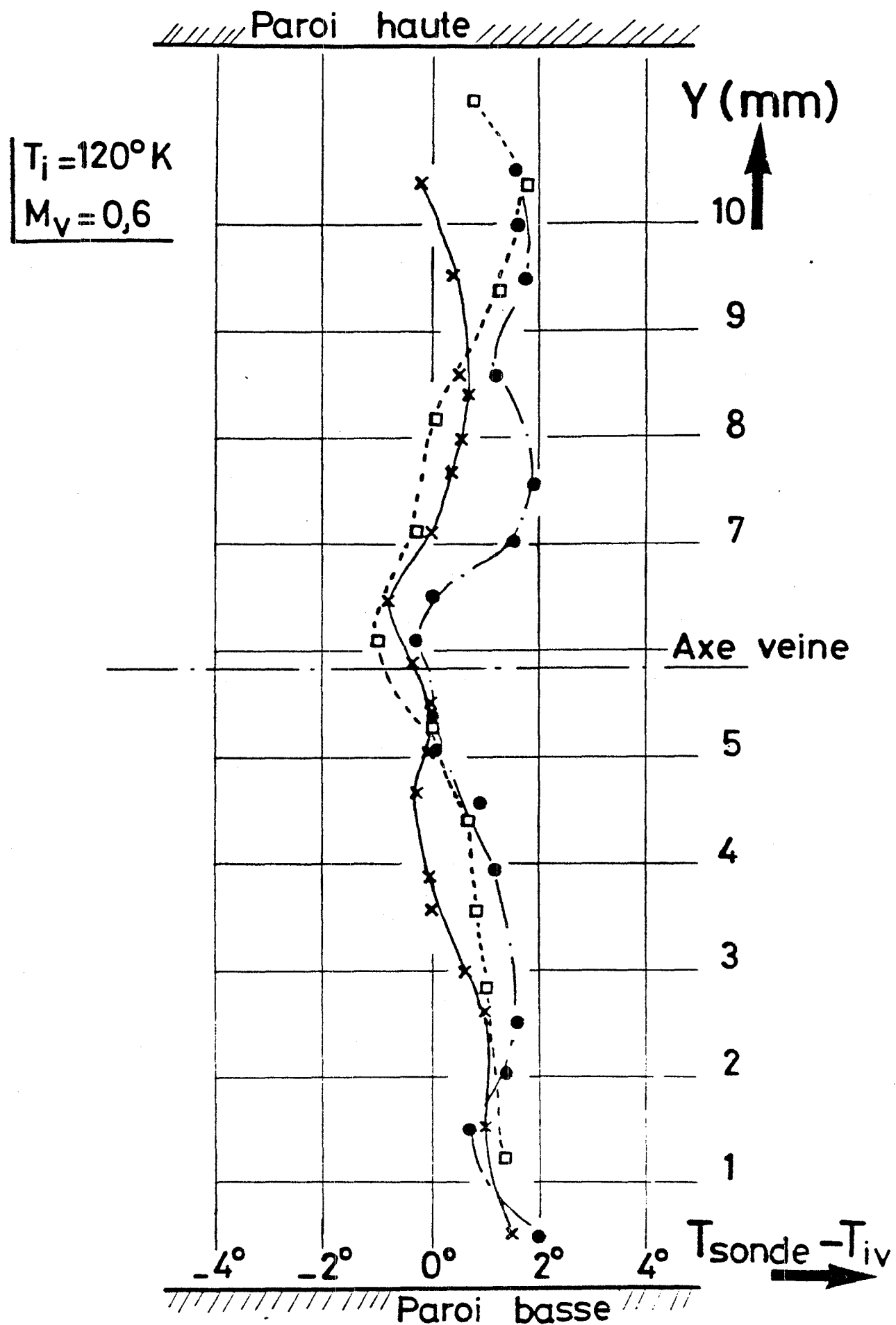


FIGURE 17 : GRADIENT VERTICAL DE TEMPERATURE DANS LA VEINE D'ESSAIS

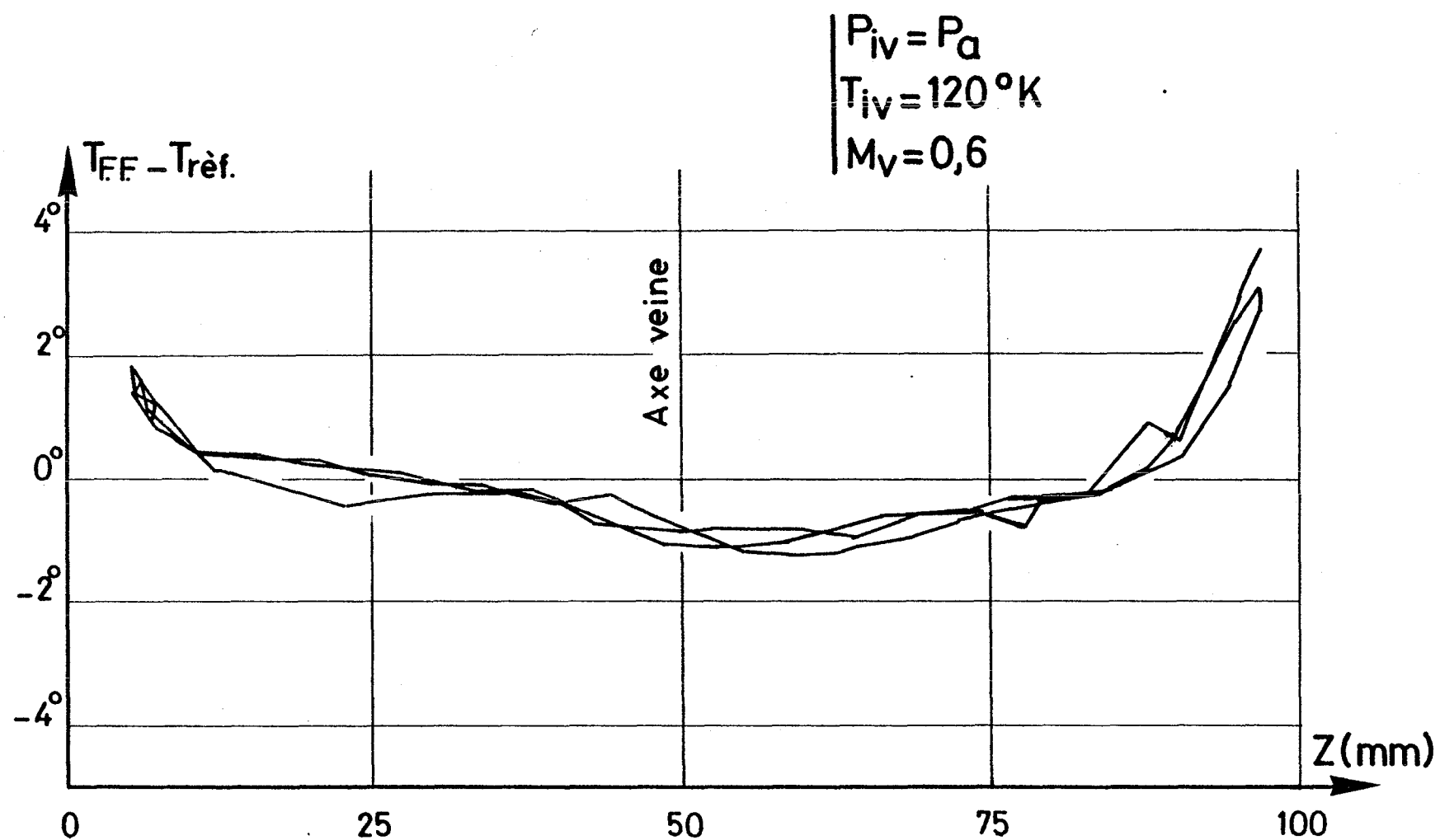
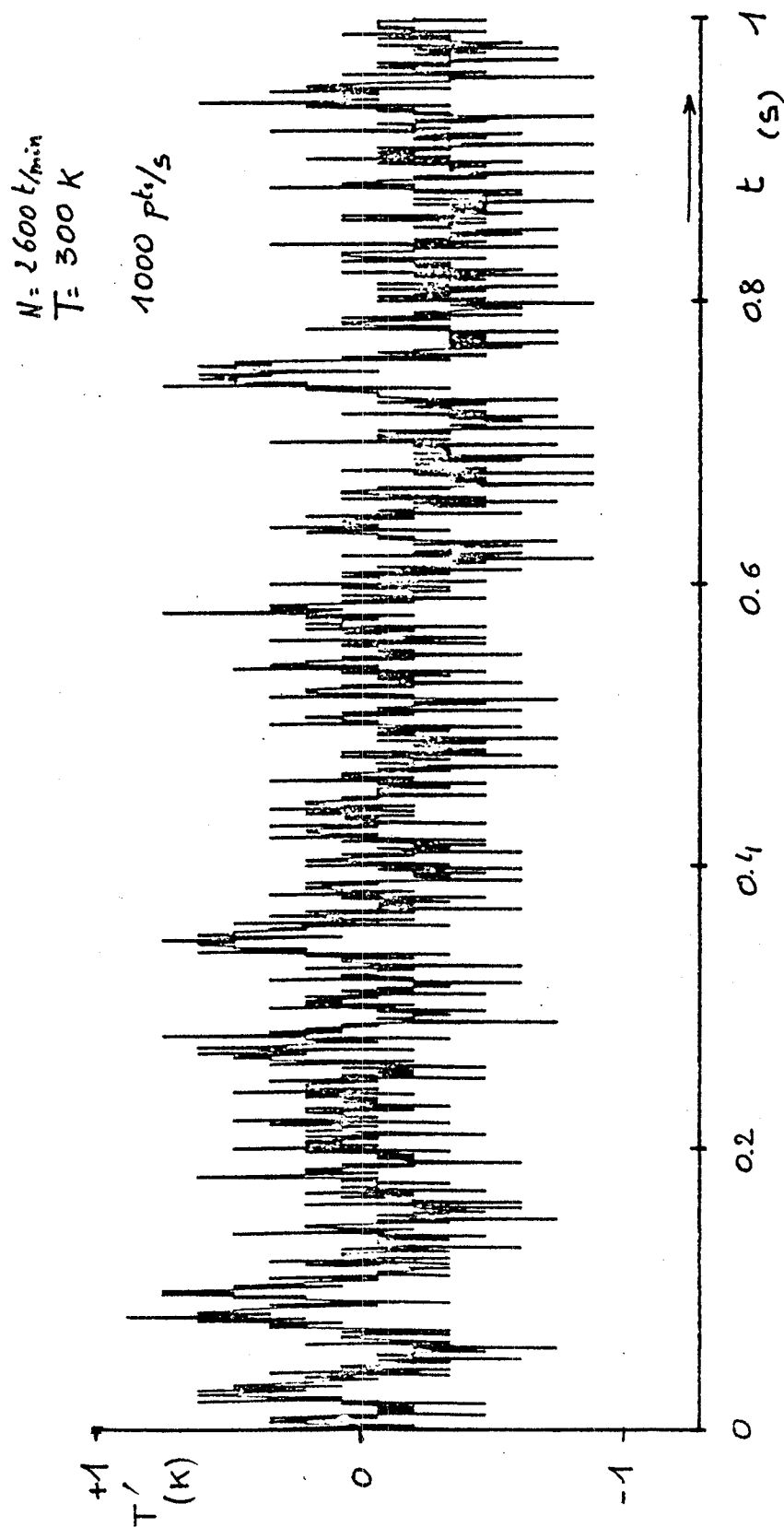


FIGURE 18 : GRADIENT HORIZONTAL DE TEMPERATURE DANS LA VEINE D'ESSAIS

FIGURE 19 : SIGNAL BRUT DELIVRE PAR LE FIL FROID (5  $\mu\text{m}$ )

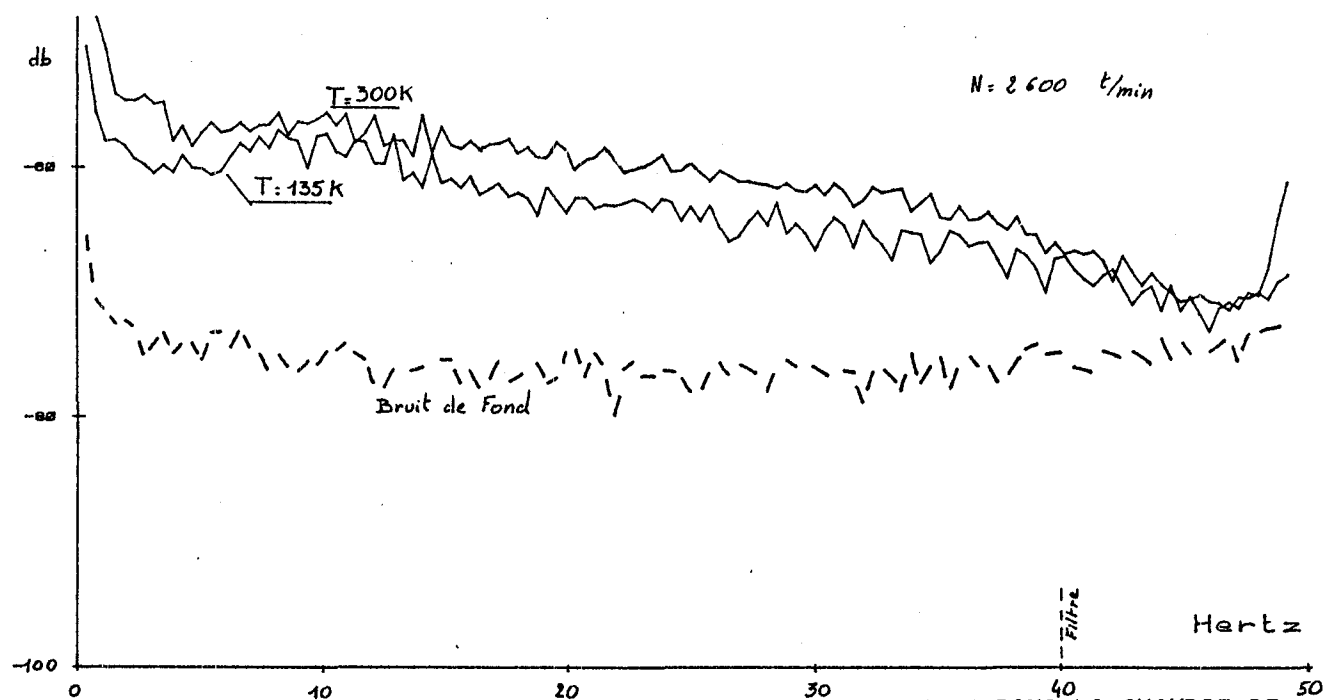


FIGURE 20 : COMPARAISON DES FLUCTUATIONS DE TEMPERATURE DANS LA CHAMBRE DE TRANQUILLISATION EN CRYOGENIE ET A TEMPERATURE AMBIANTE (50 Hz)

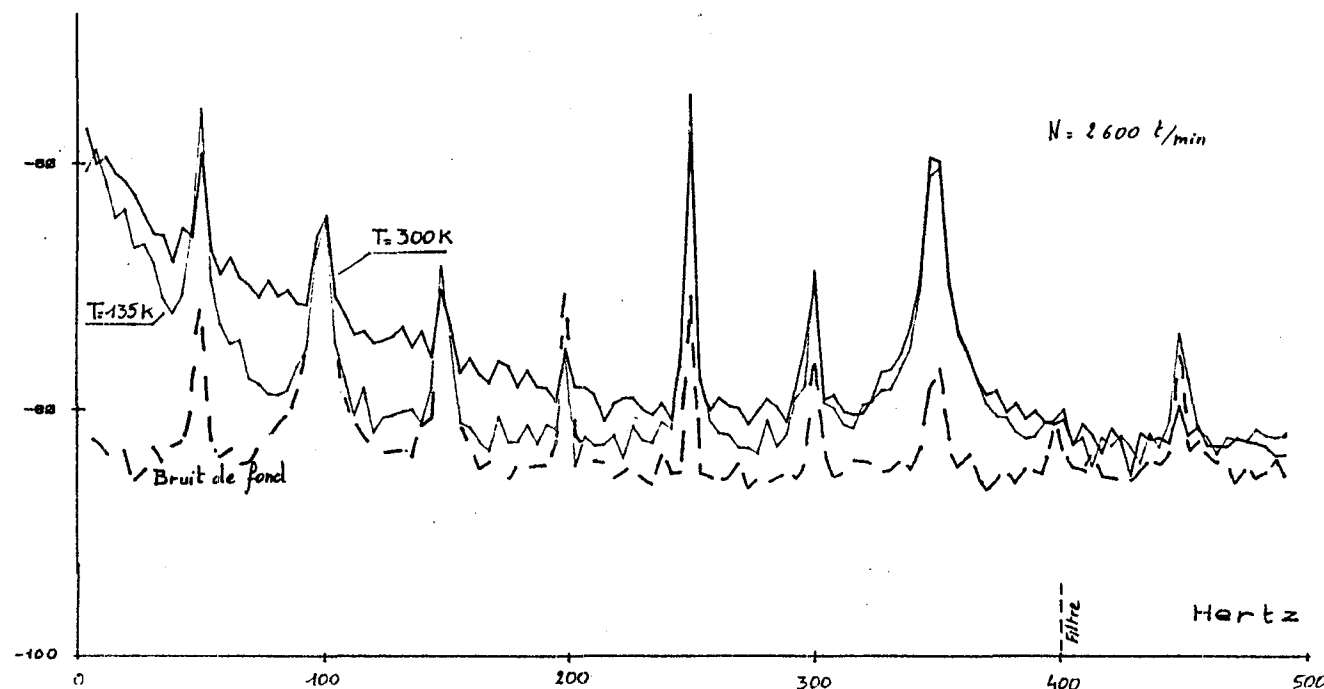


FIGURE 21 : COMPARAISON DES FLUCTUATIONS DE TEMPERATURE DANS LA CHAMBRE DE TRANQUILLISATION (500 Hz)

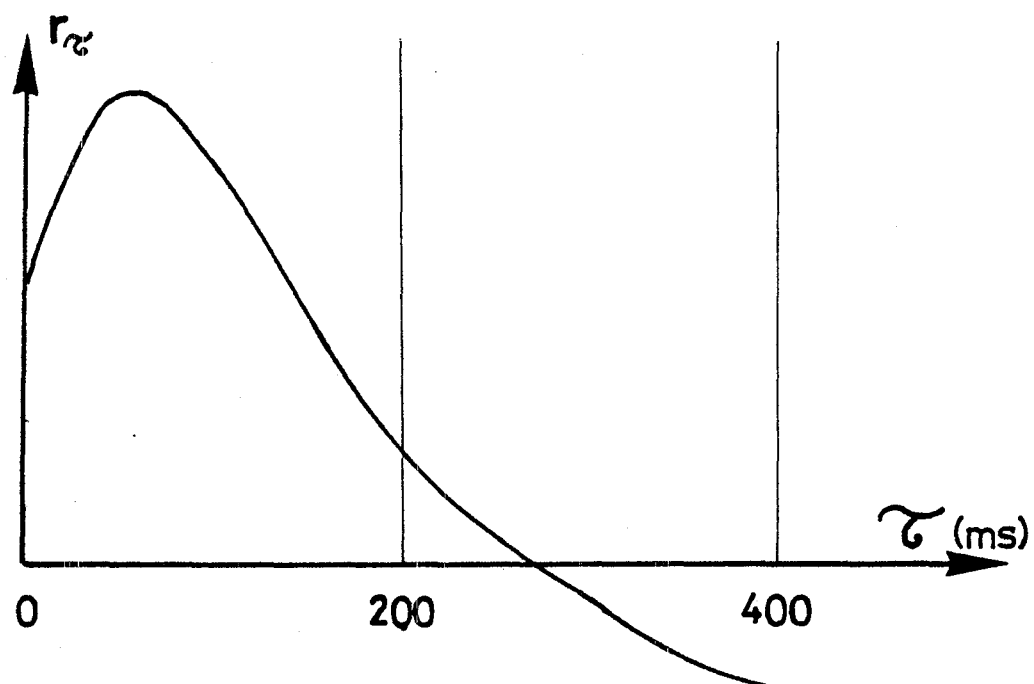


FIGURE 23 : COEFFICIENT DE CORRELATION DES DEUX SIGNAUX EN FONCTION DU DECALAGE EN TEMPS

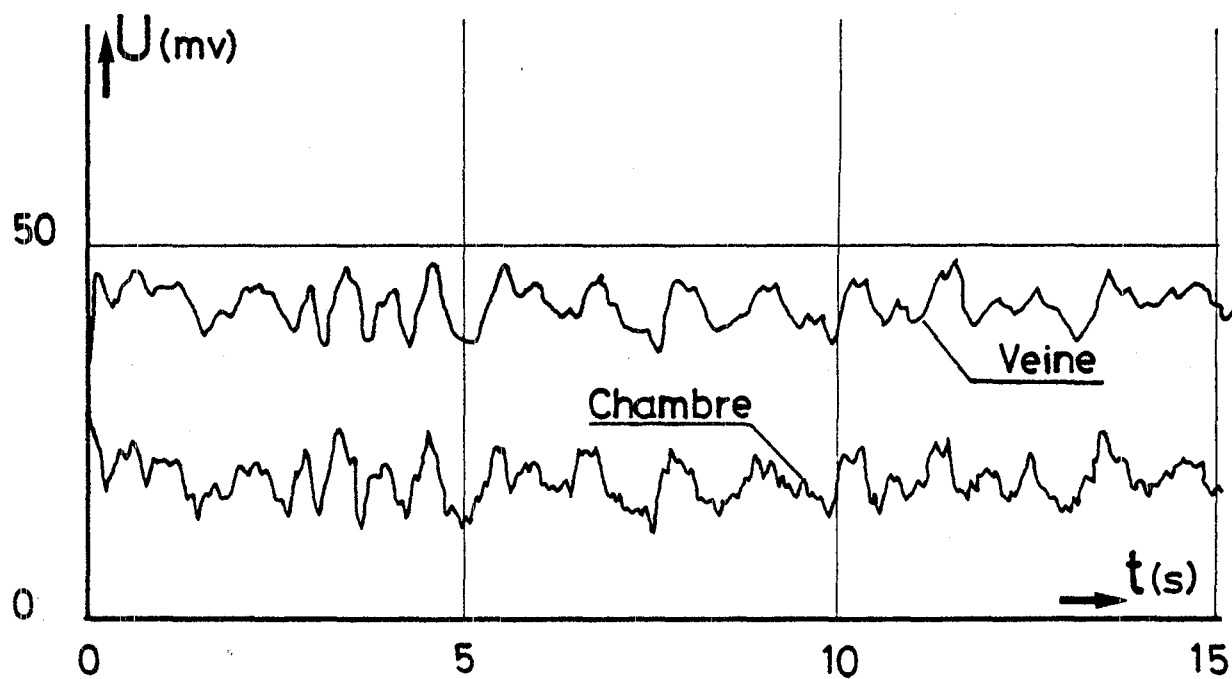


FIGURE 22 : SIGNAUX BRUTS DELIVRES PAR LES FILS FROIDS ( $9 \mu\text{m}$ ) DANS LA CHAMBRE DE TRANQUILLISATION ET DANS LA VEINE

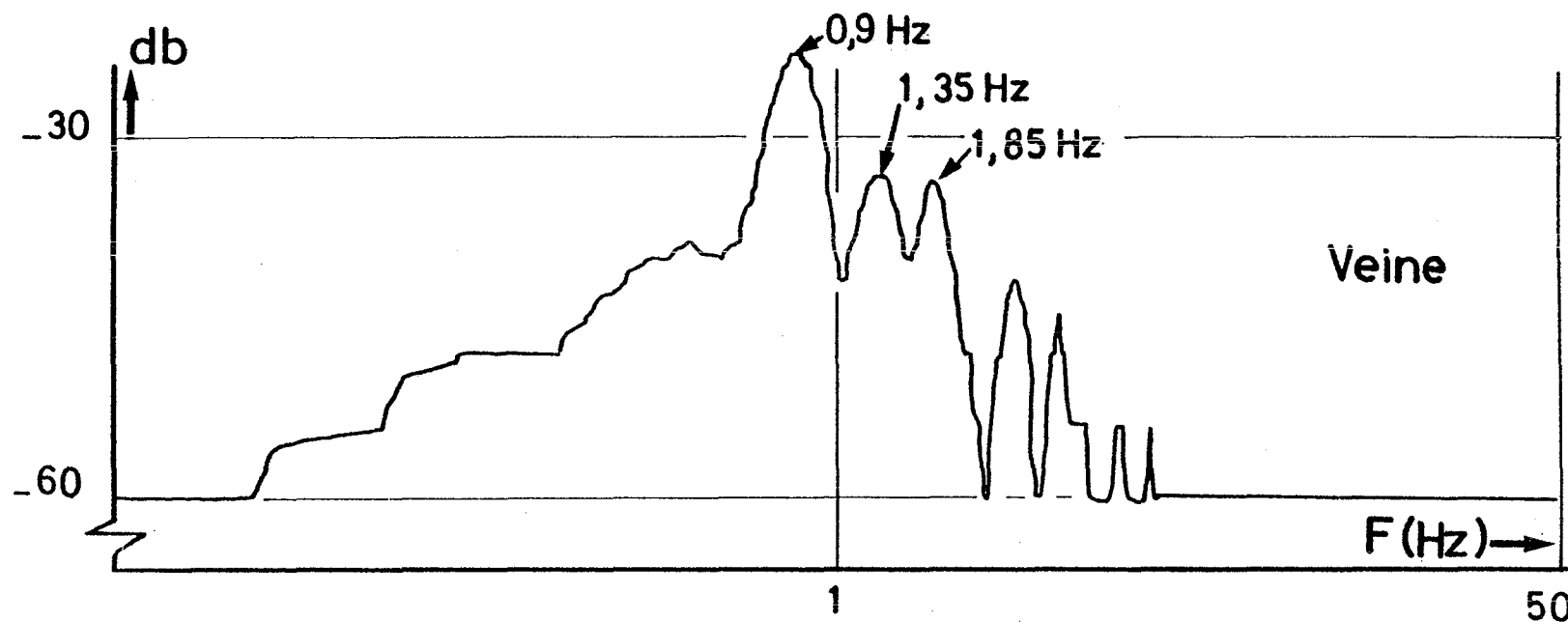


FIGURE 24 : SPECTRE DES FLUCTUATIONS DE TEMPERATURE DANS LA VEINE D'ESSAIS

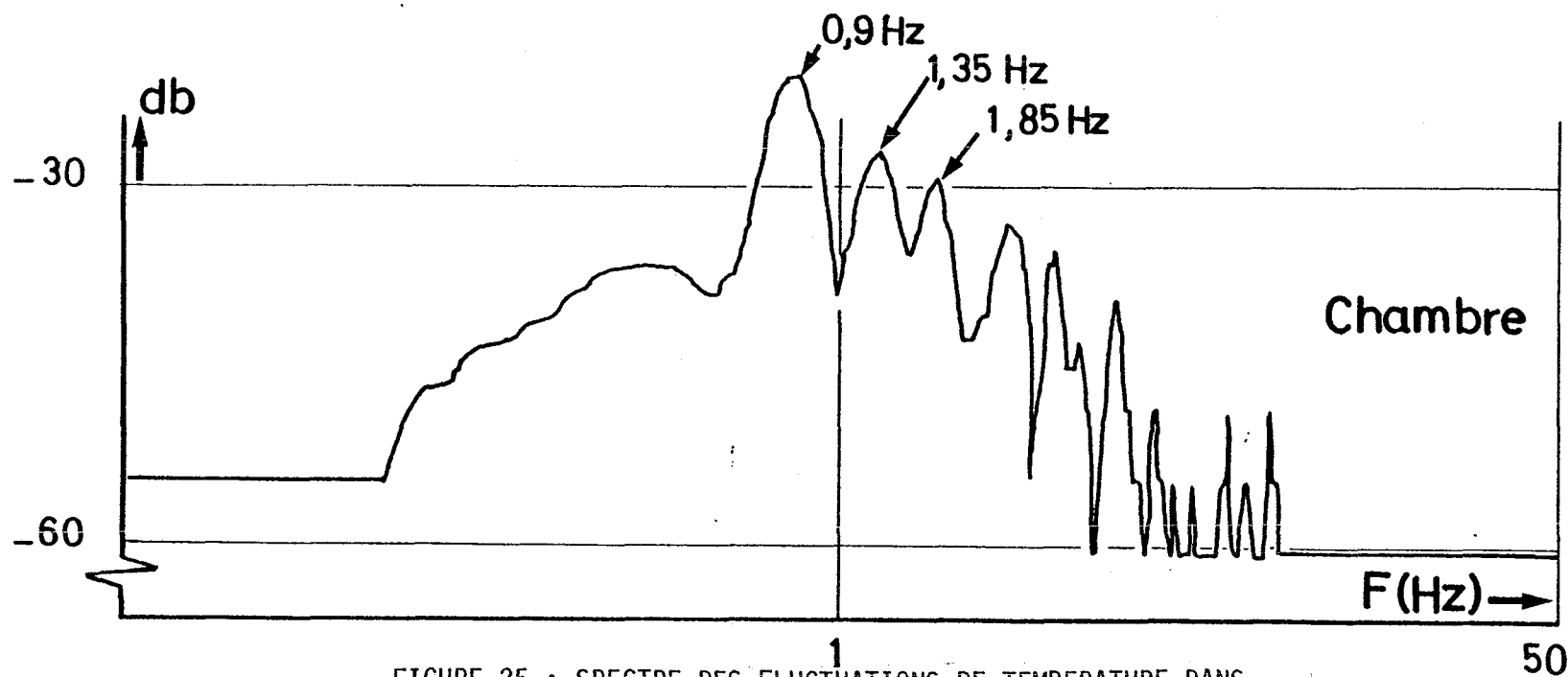


FIGURE 25 : SPECTRE DES FLUCTUATIONS DE TEMPERATURE DANS LA CHAMBRE DE TRANQUILLISATION

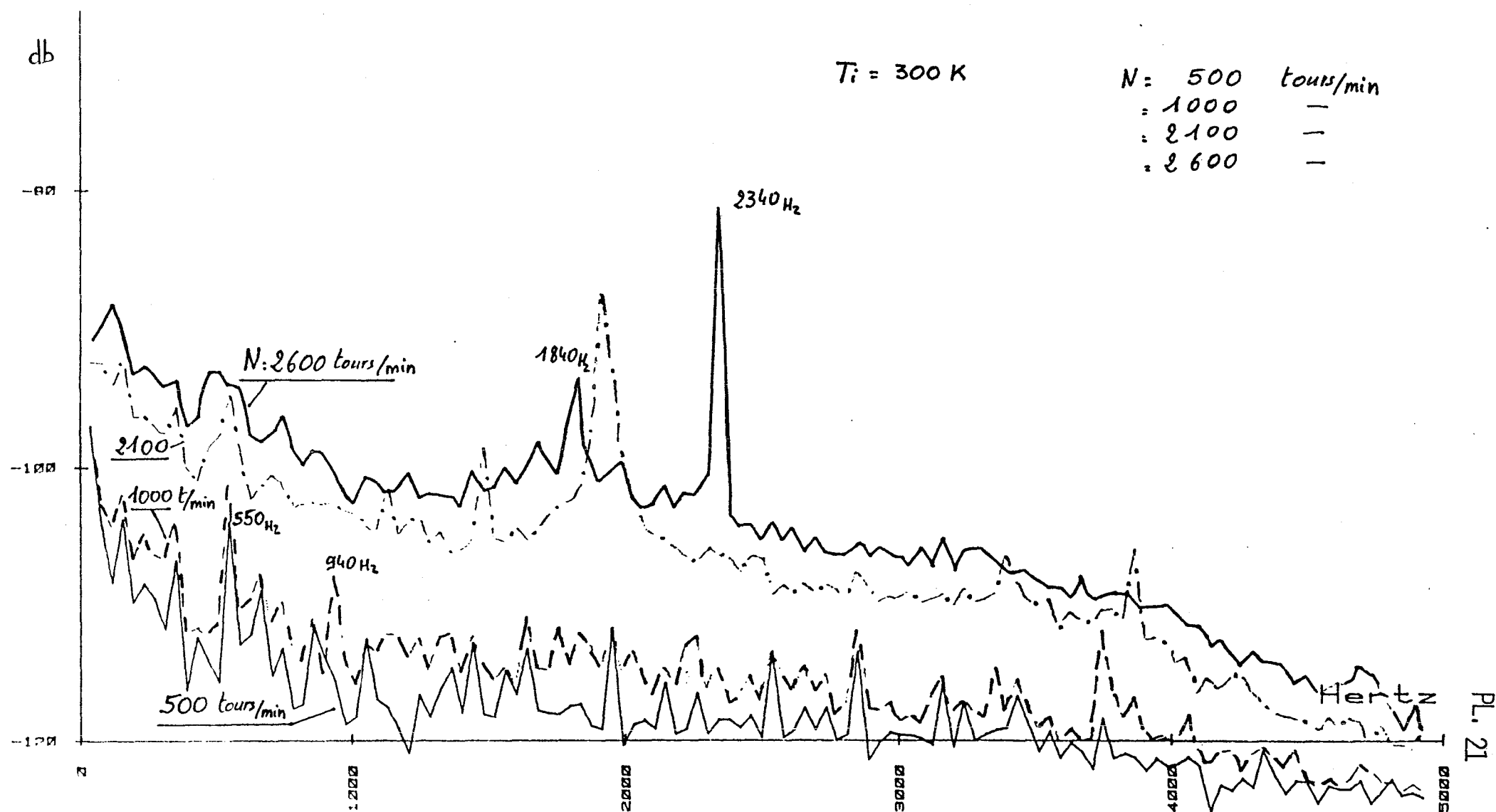


FIGURE 26: FLUCTUATIONS DE PRESSION POUR 4 VITESSES DU VENTILATEUR



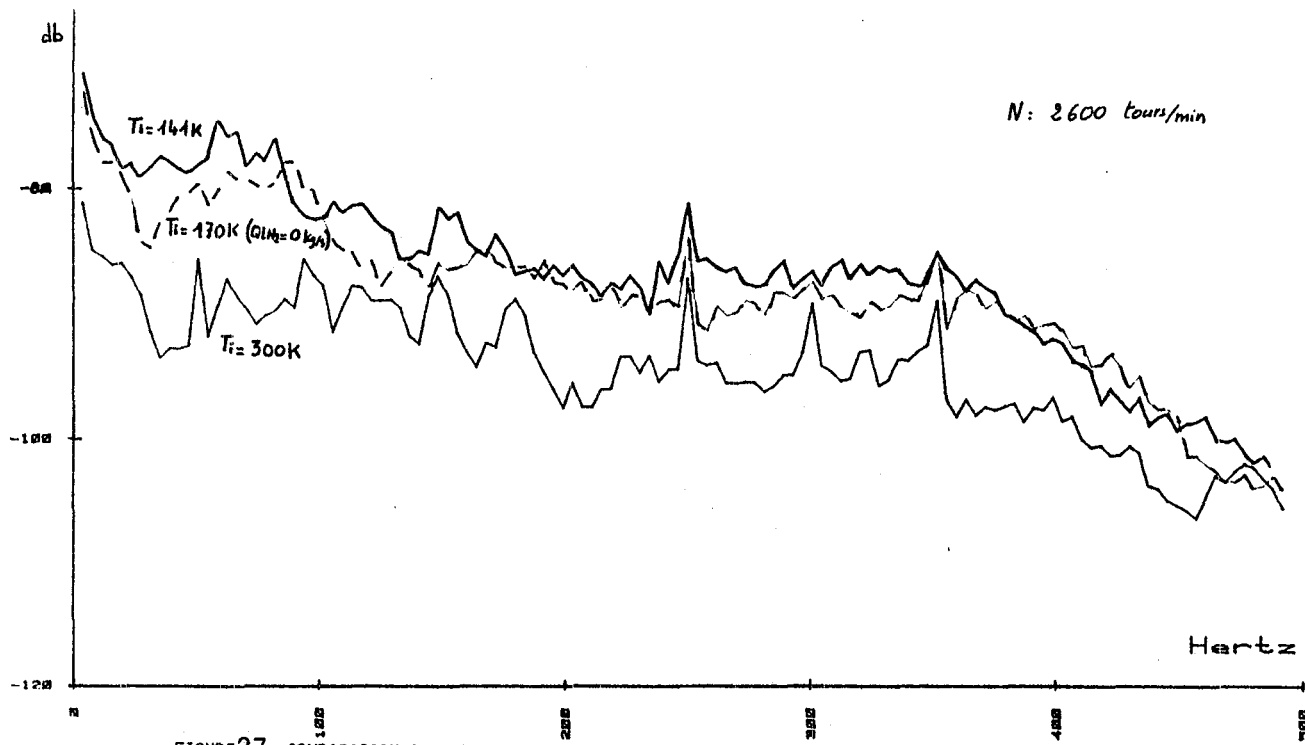


FIGURE 27: COMPARAISON DES FLUCTUATIONS DE PRESSION EN CRYOGENIE ET A TEMPERATURE AMBIANTE (500 Hz)

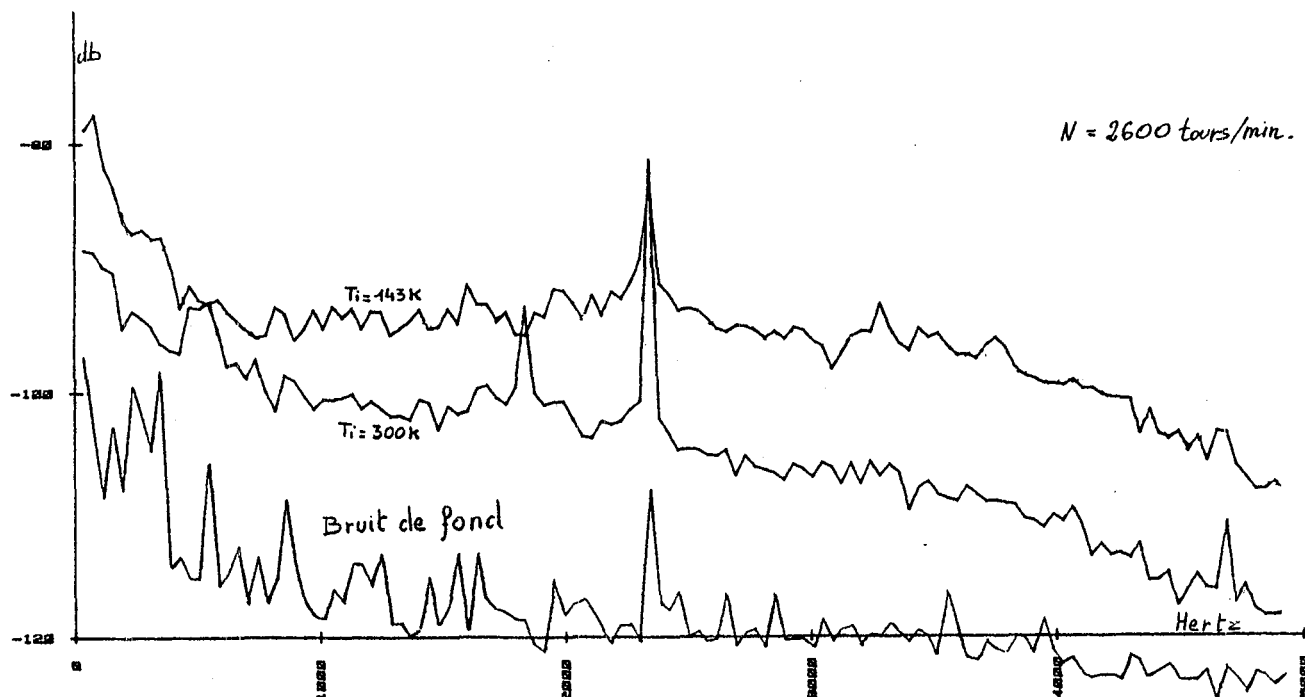
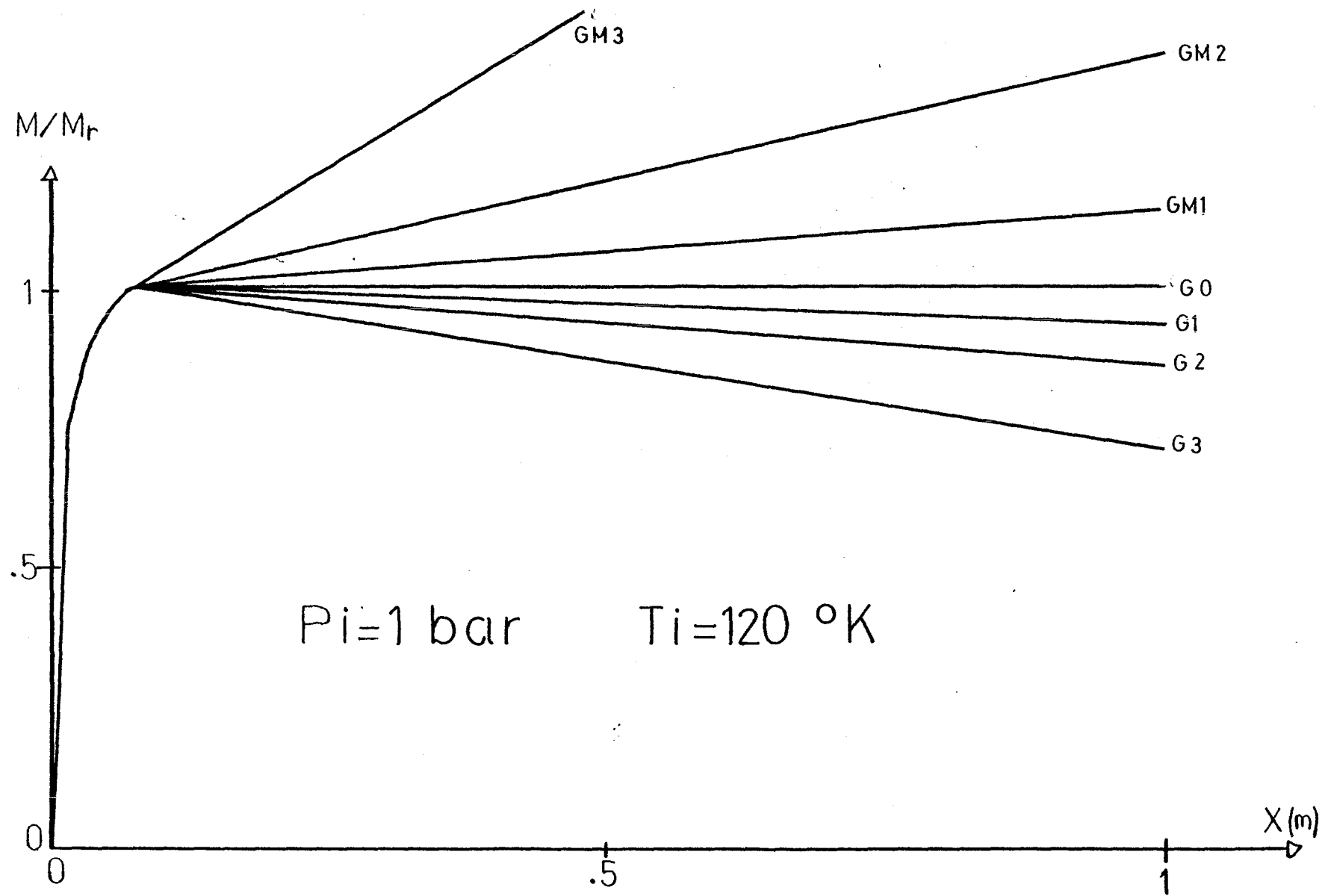


FIGURE 28: COMPARAISON DES FLUCTUATIONS DE PRESSION EN CRYOGENIE ET A TEMPERATURE AMBIANTE (5000 Hz)

FIG. 29 : DIFFERENTS GRADIENTS ENVISAGES



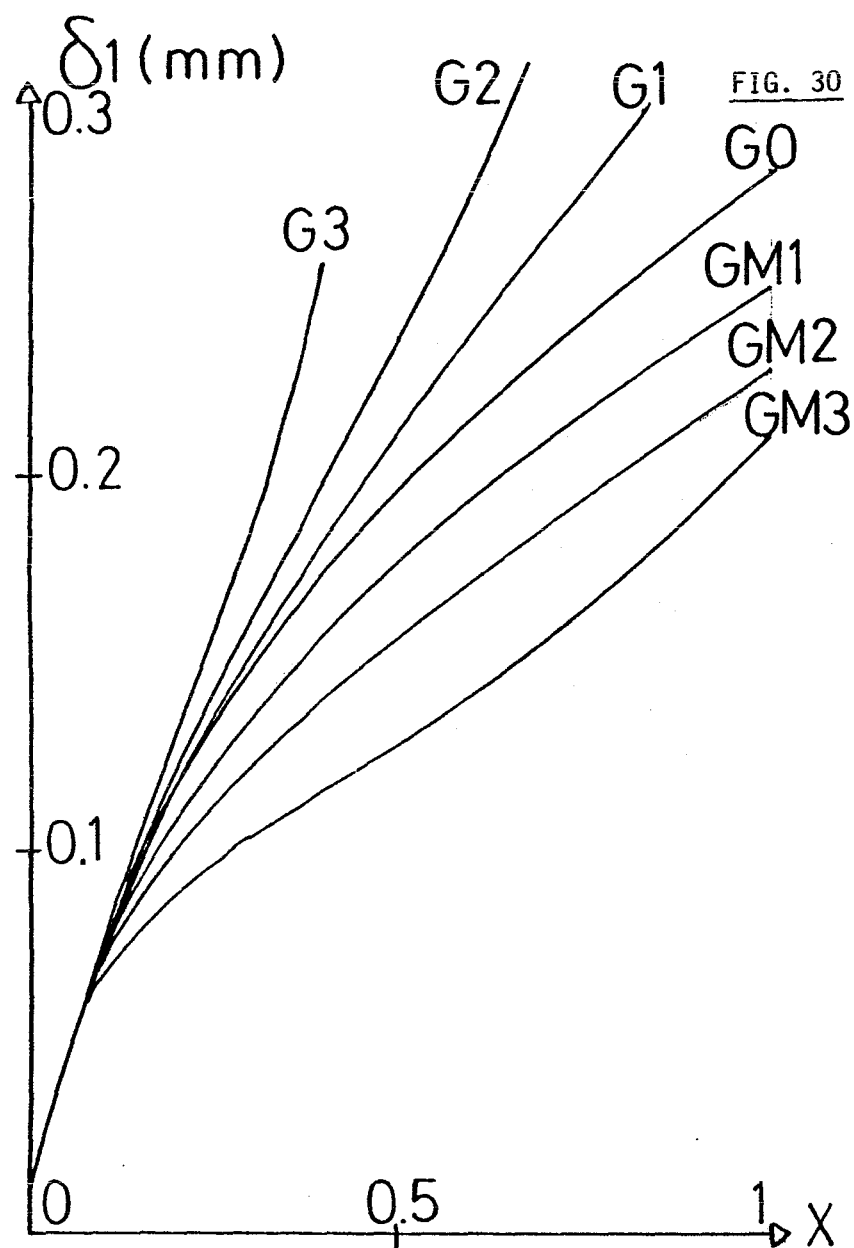


FIG. 30 : EVOLUTION DE  $\delta_1$  ET  $\delta_2$   
EN FONCTION DE  $X$   
POUR LES DIFFERENTS CAS  
EN RÉGIME LAMINAIRE  $M_r = .7$

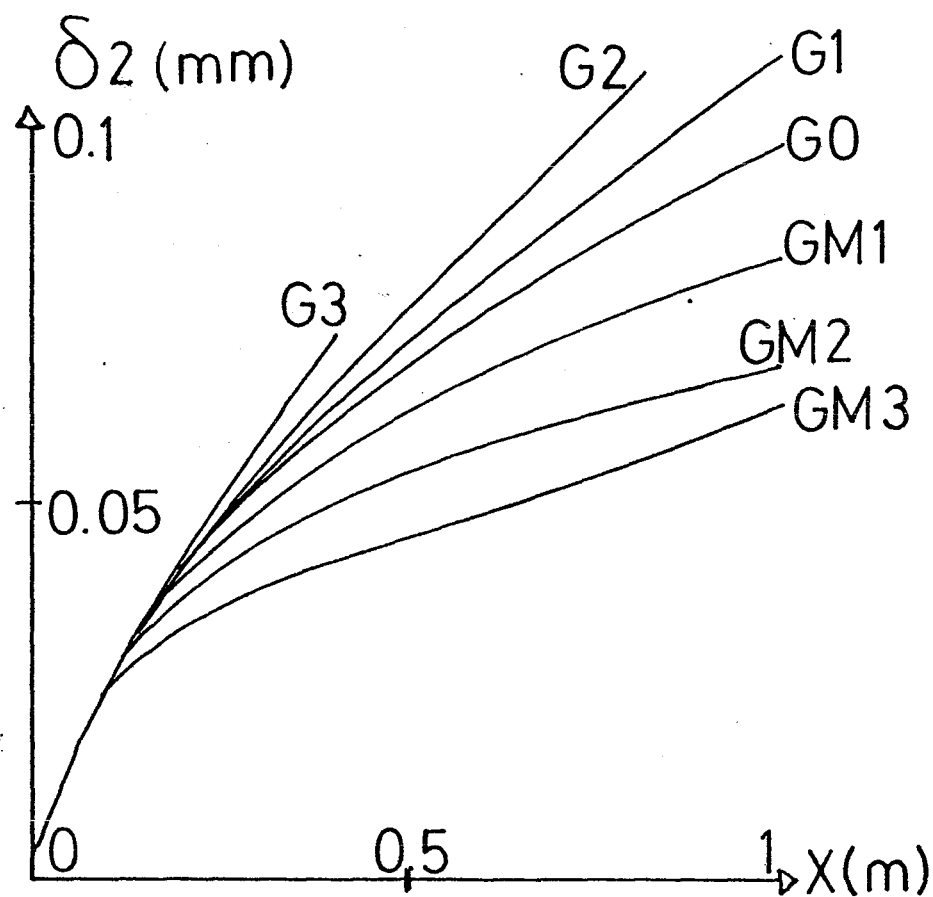


FIG. 31 :

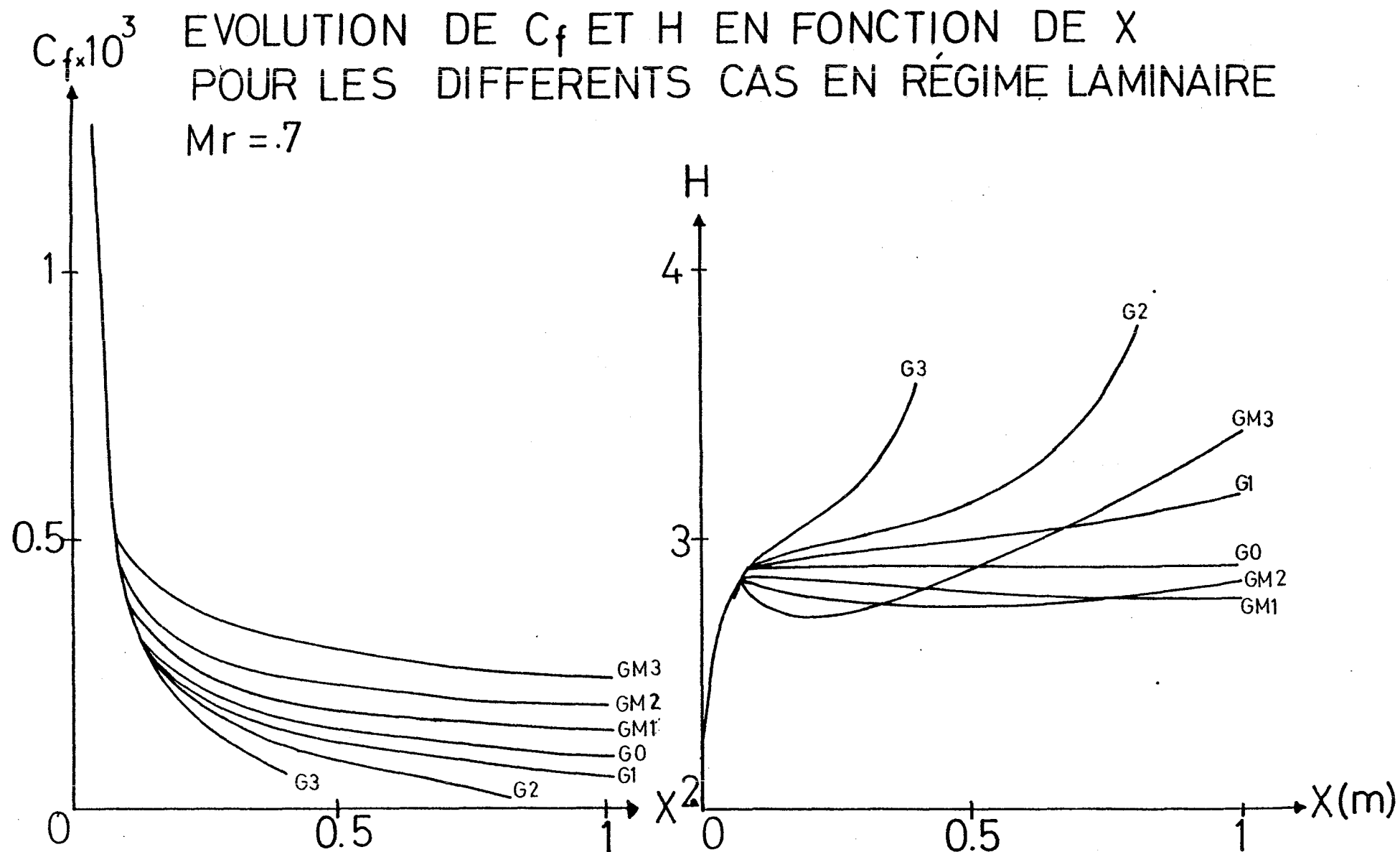


FIG. 32 :

EVOLUTION DE  $\delta_1$  ET  $\delta_2$  EN FONCTION DE X  
POUR LES DIFFÉRENTS CAS EN REGIME TURBULENT

$Mr = 0,7$

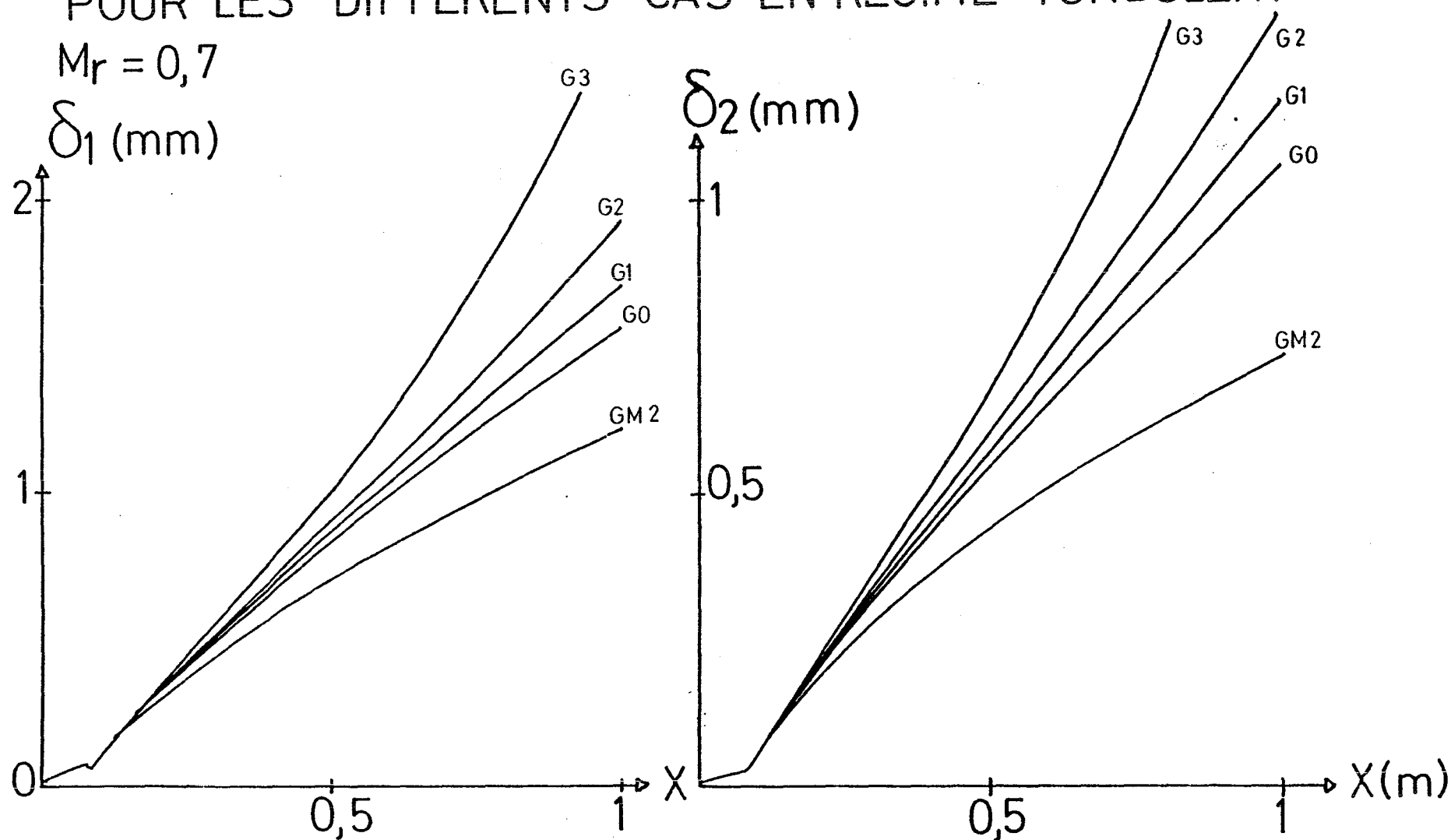
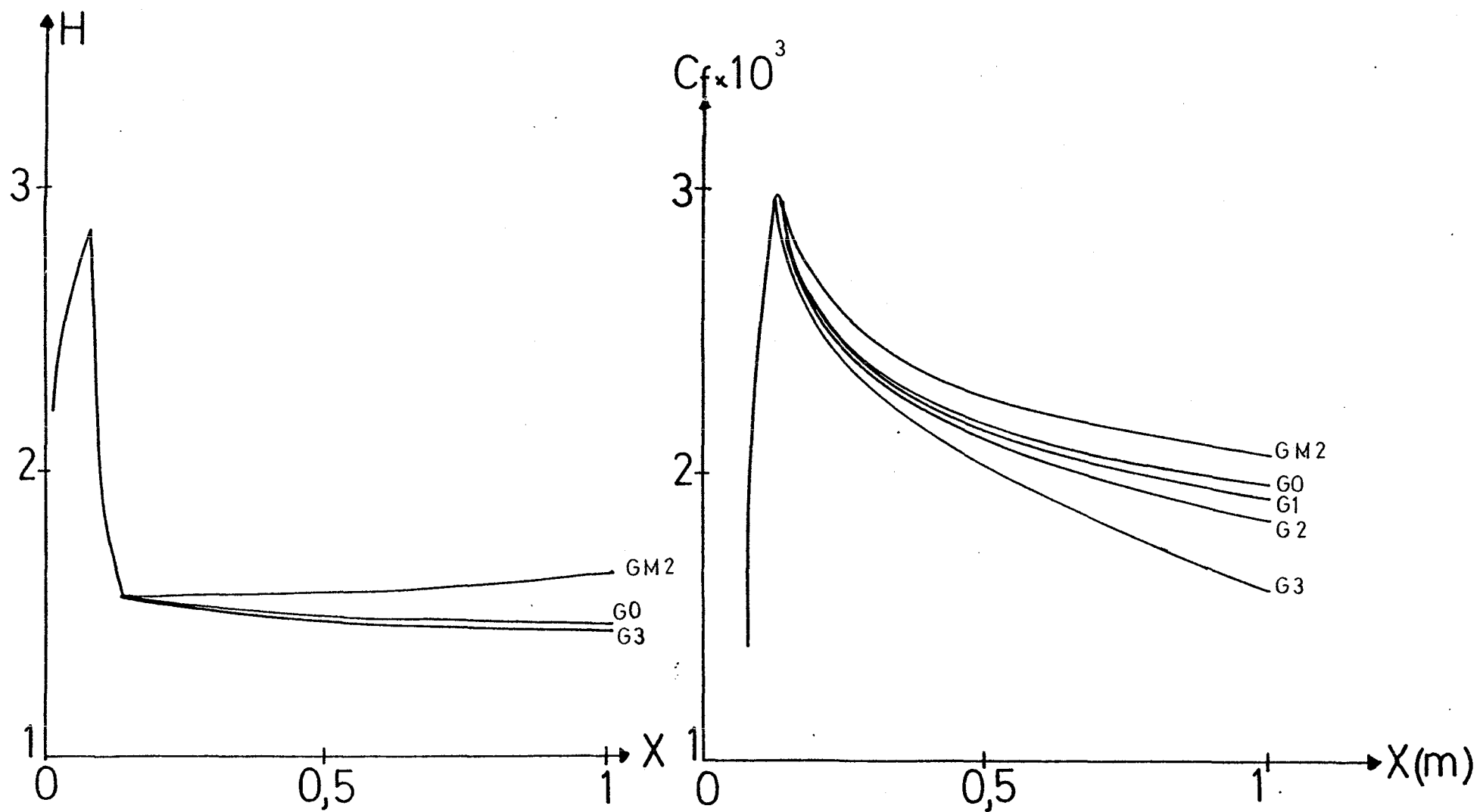
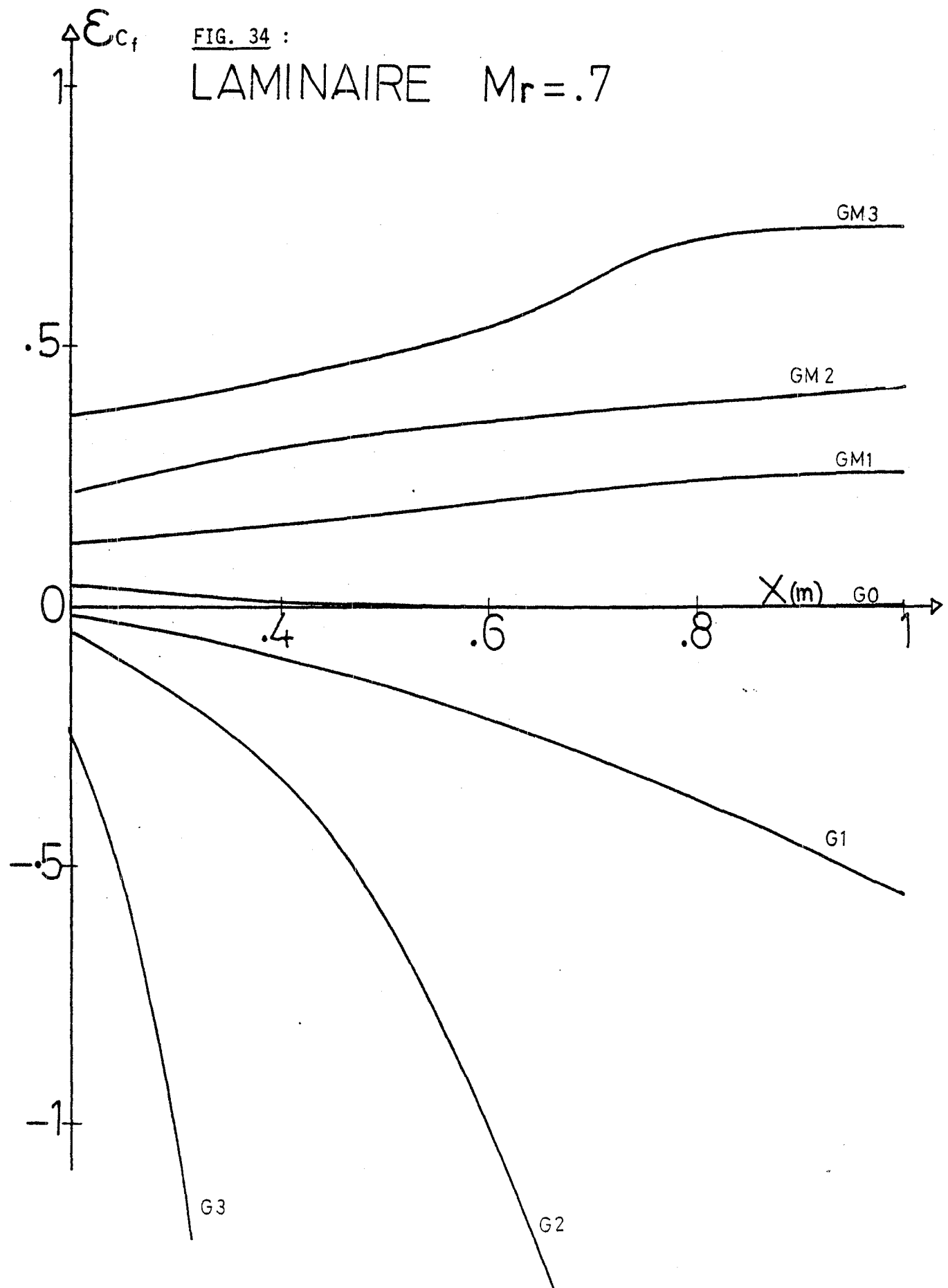


FIG. 33 : EVOLUTION DE  $H$  ET  $C_f$  EN FONCTION DE  $X$   
POUR LES DIFFERENTS CAS EN RÉGIME TURBULENT





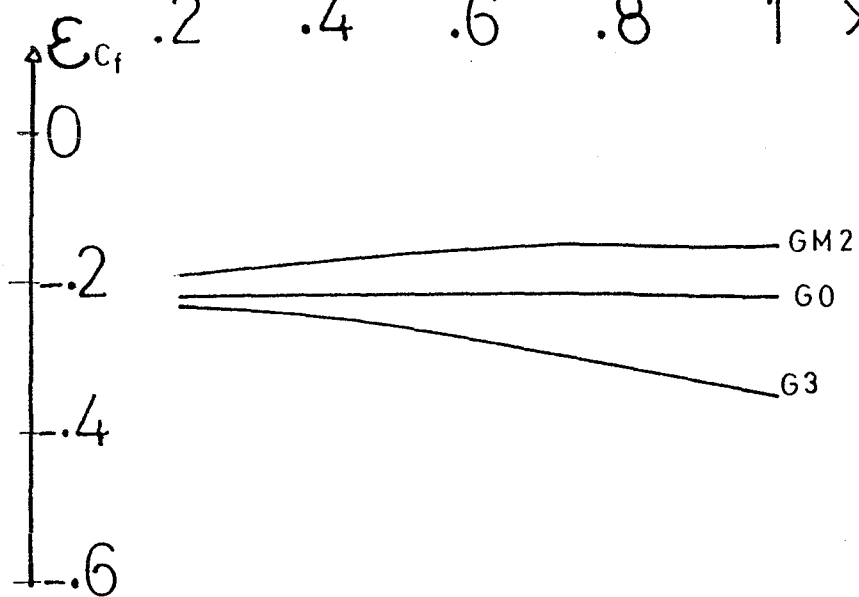
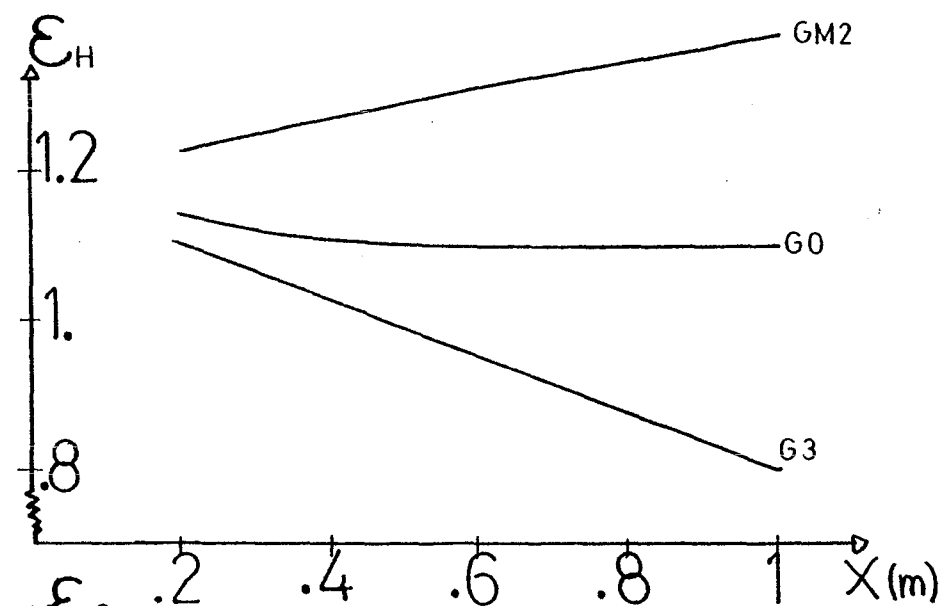


FIG. 35 :

TURBULENT

$M_r = .7$

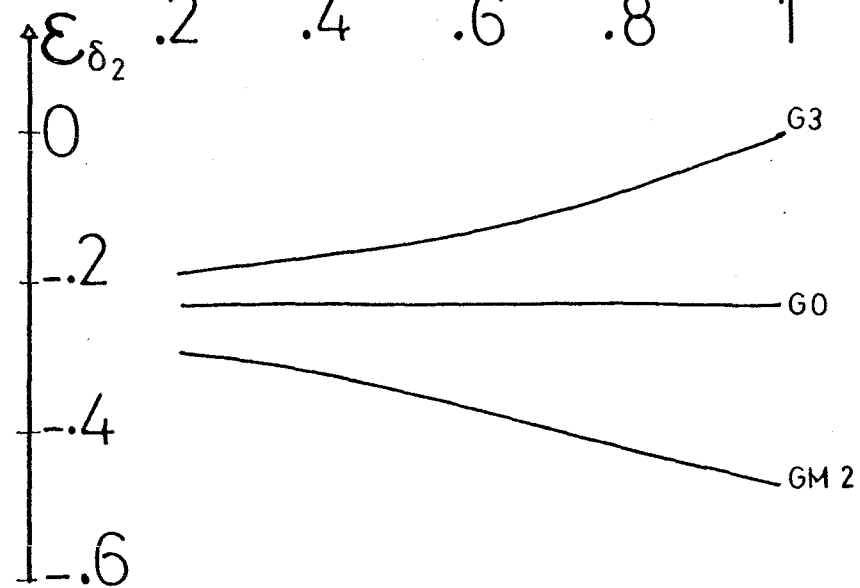
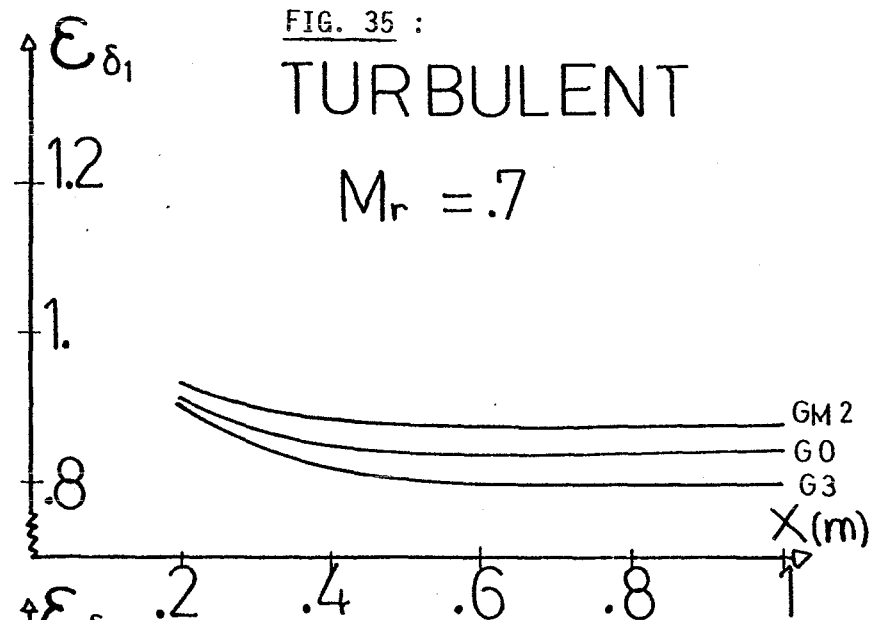
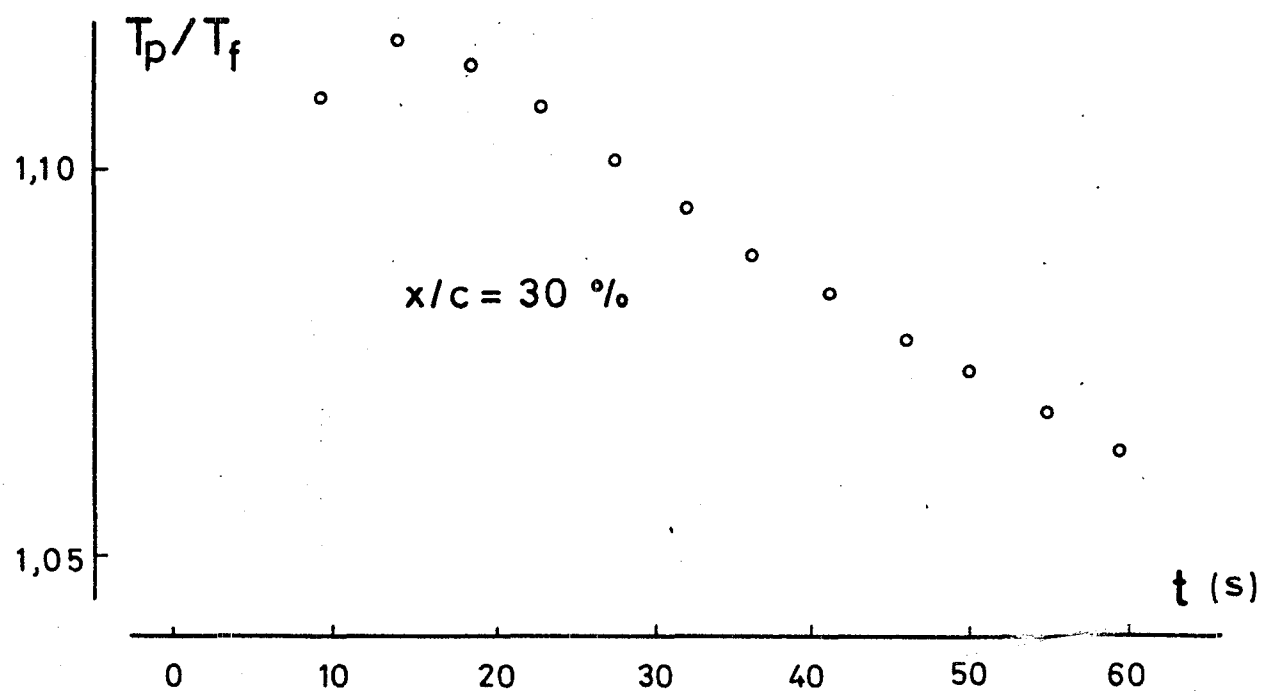
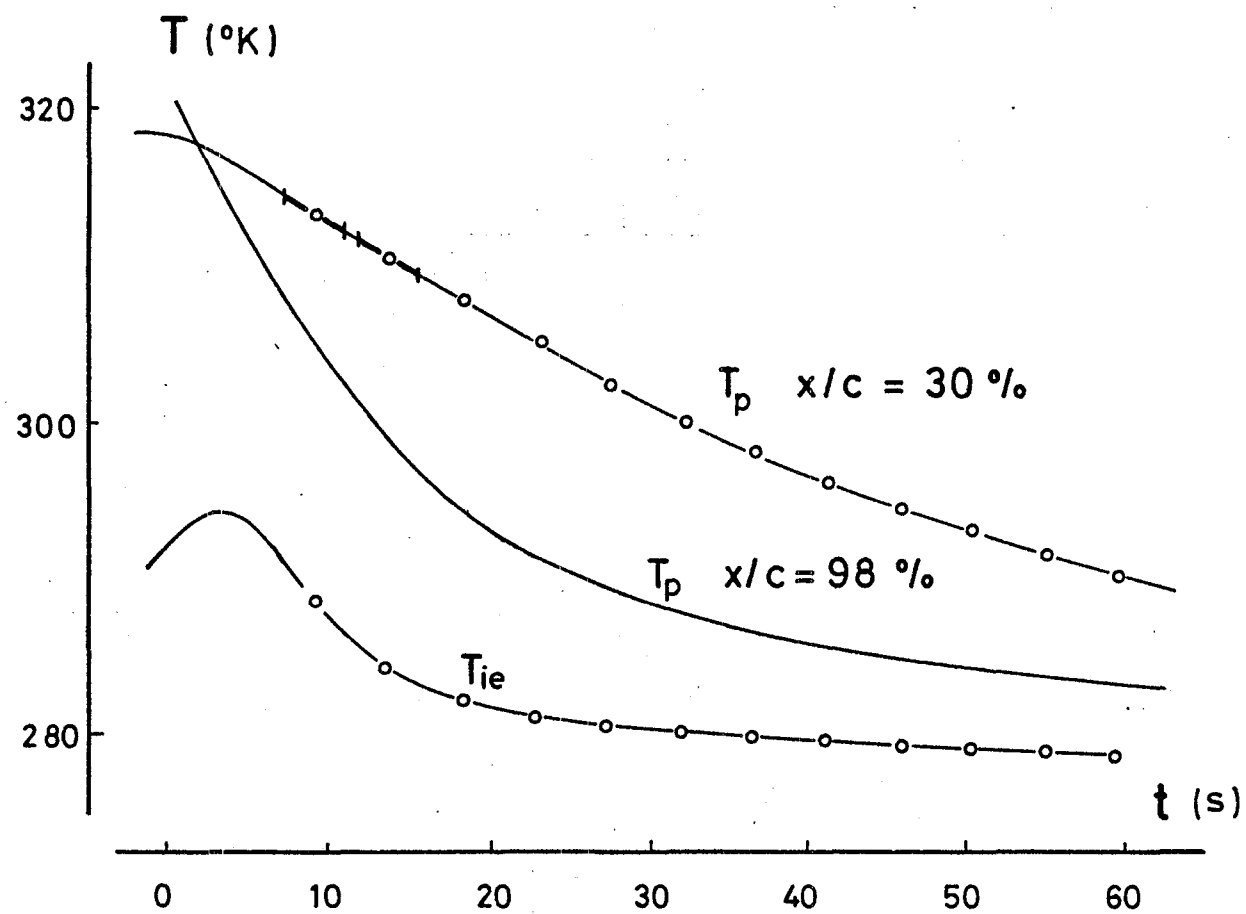




FIG. 36 : EVOLUTION DE LA TEMPERATURE DU PROFIL CAST 7 AU COURS  
D'UNE RAFALE A T2 (PROFIL PRECHAUFFE)



*Nombres de Mach locaux relevés sur le profil*

ESSAI 218

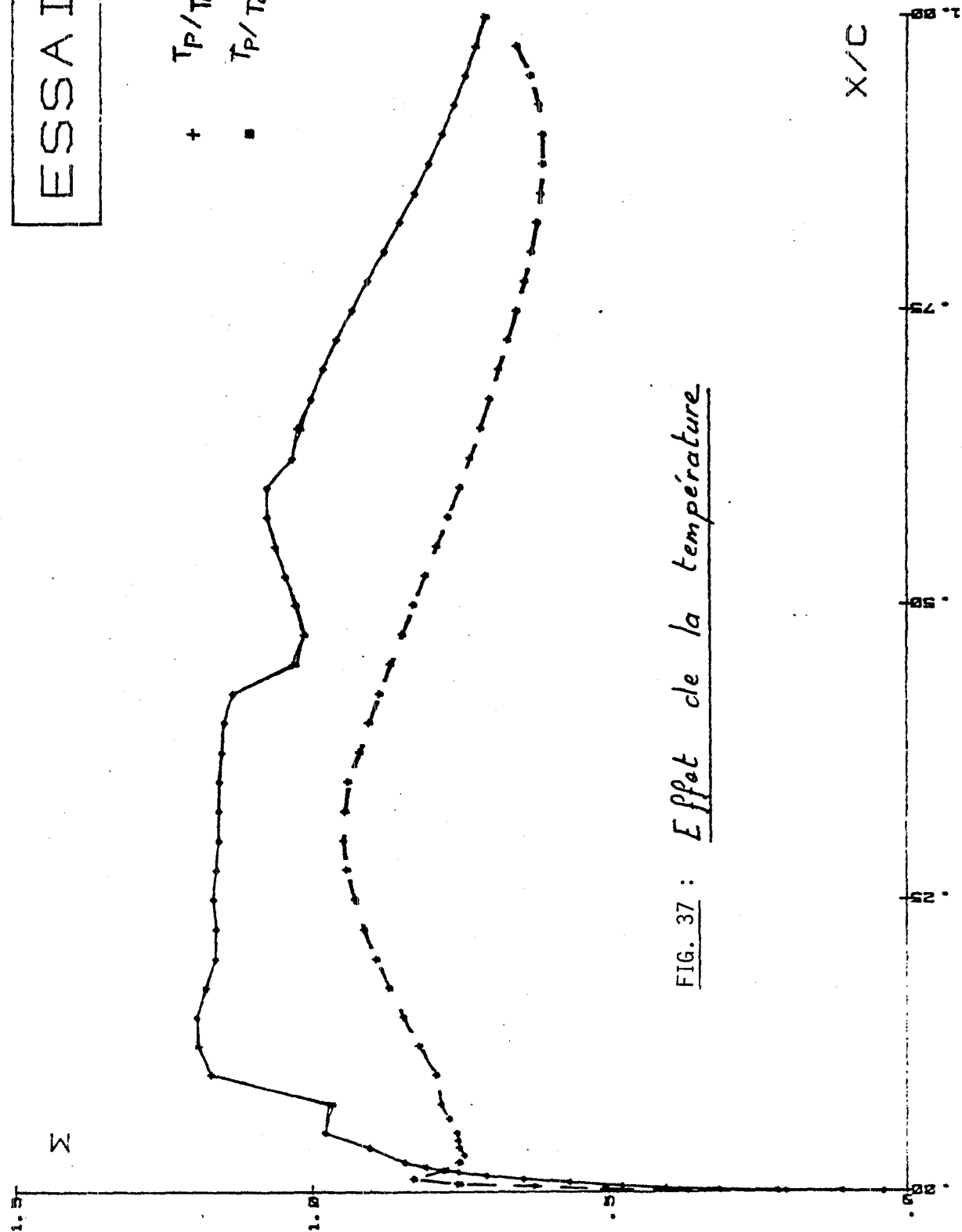
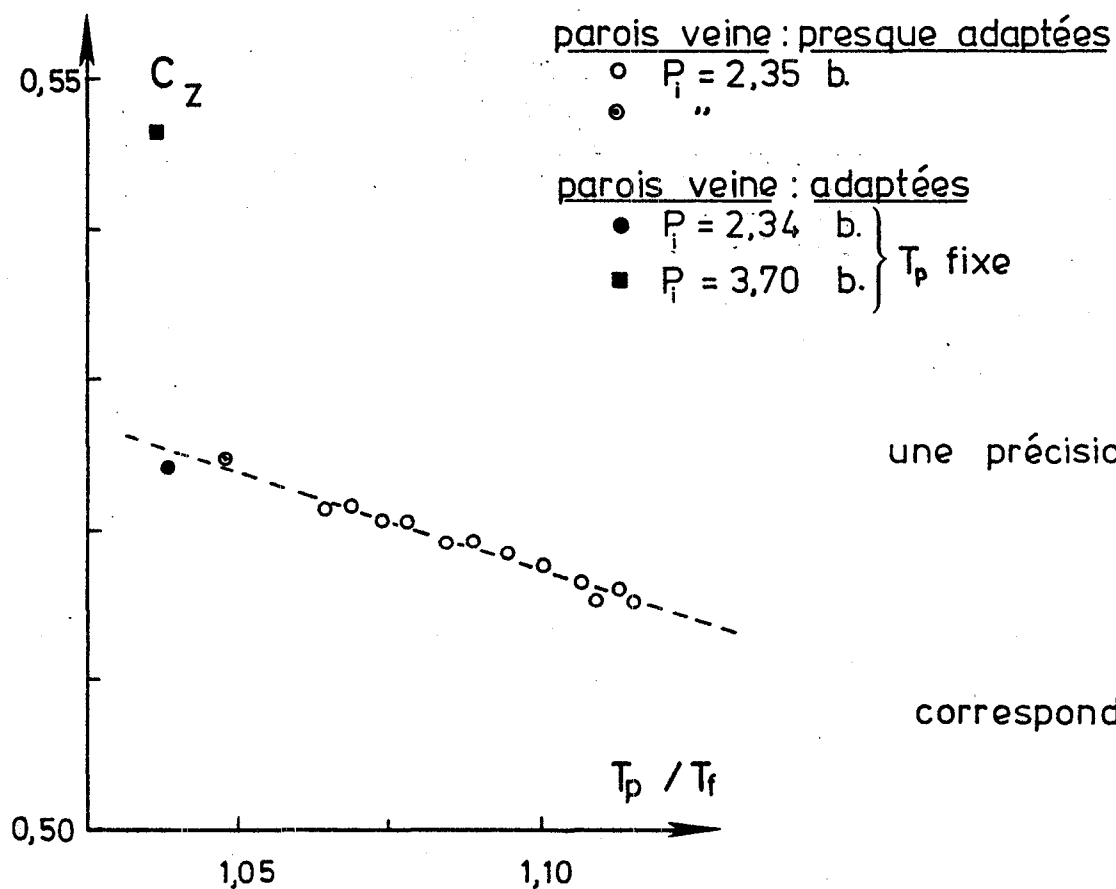
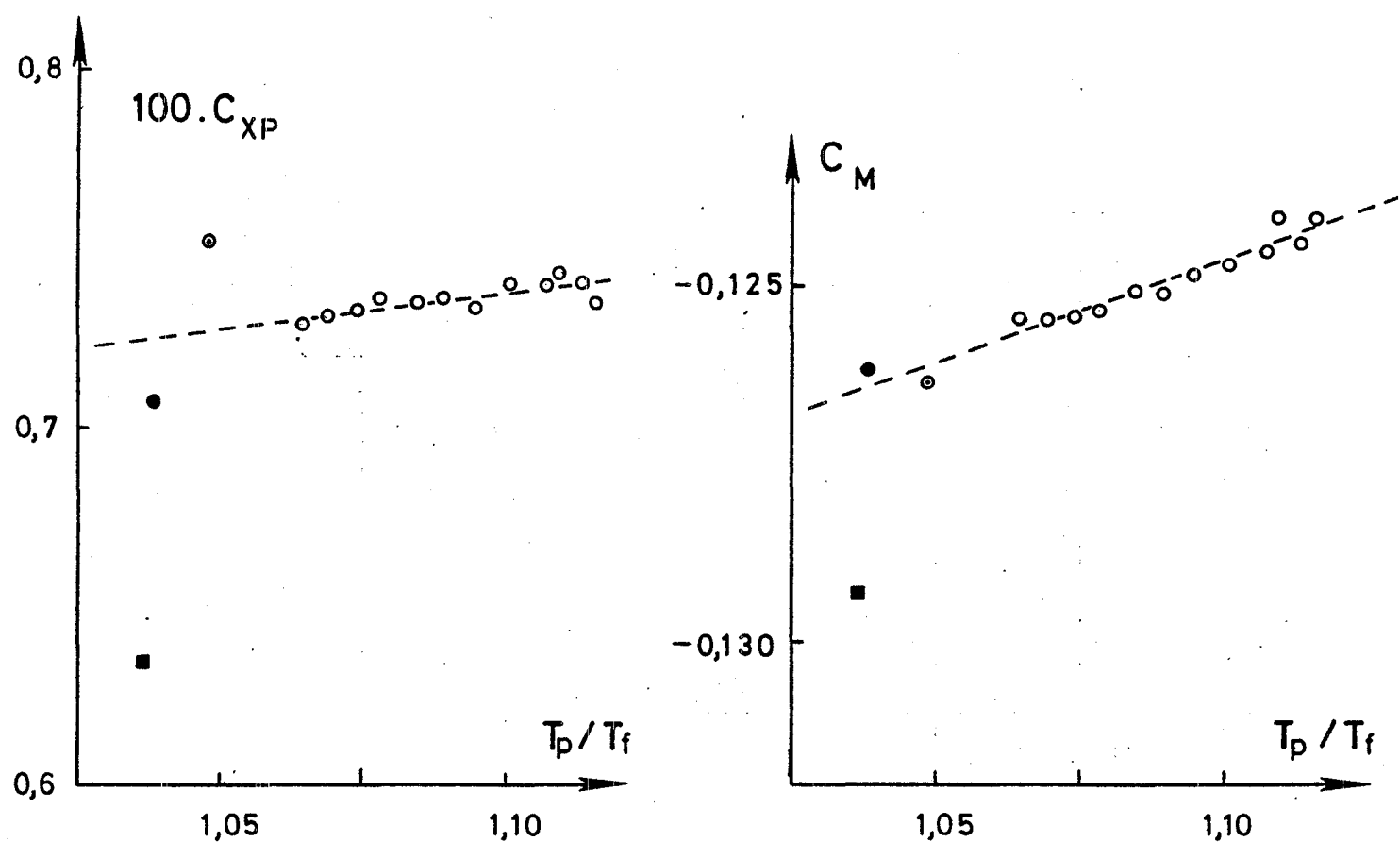


FIG. 37 : Effet de la température

FIG. 38: SENSIBILITE AUX VARIATIONS DE TEMPERATURE  
DU PROFIL : CARACTERISTIQUES PROFIL

PL. 32



une précision de  $\Delta C_Z = 0,01$   
soit  $\frac{\Delta C_Z}{C_Z} \approx 2\%$

correspond à  $\begin{cases} \Delta T_p / T_p \approx 8\% \\ \Delta R_e / R_e \approx 25\% \end{cases}$

**End of Document**